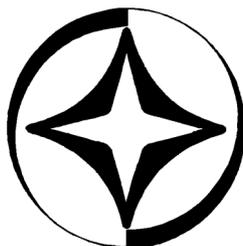


XXIX САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ



30 мая – 1 июня 2022

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ, РОССИЯ

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

- МЕЖДУНАРОДНОЙ ОБЩЕСТВЕННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ «АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ» (АНУД)
- НАЦИОНАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ИТМО, РОССИЯ
- ИНСТИТУТА ИНЖЕНЕРОВ ПО ЭЛЕКТРОТЕХНИКЕ И ЭЛЕКТРОНИКЕ – ОБЩЕСТВА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ (IEEE – AESS)
- ФРАНЦУЗСКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (IFN)
- НЕМЕЦКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (DGON)
- КИТАЙСКОГО ОБЩЕСТВА ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ТЕХНИКИ (CSIT)
- ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ», РОССИЯ

В настоящем издании опубликованы на русском языке пленарные и стендовые доклады участников конференции, поданные на русском языке.

Полностью все доклады представлены в материалах конференции на английском языке – «29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems».

Тексты докладов публикуются в авторской редакции.

Главный редактор
академик РАН В. Г. Пешехонов

ISBN 978-5-91995-085-1

© Государственный научный центр Российской Федерации
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2022

СОДЕРЖАНИЕ

ЗАСЕДАНИЕ I – ИНТЕГРИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ

П Л Е Н А Р Н Ы Е Д О К Л А Д Ы

- М.Ю. Беляев, Г.М. Тертицкий, О.Н. Волков, О.Н. Соломина**
Результаты российской программы исследований миграций животных с помощью научной аппаратуры «Икарус» на РС МКС 9
- Р.Р. Бикмаев**
Глобально согласованное решение для одновременной локализации и отображения с использованием ключевых кадров в качестве априорной информации 17

С Т Е Н Д О В Ы Е Д О К Л А Д Ы

- М.Е. Рулев, В.М. Ачильдиев, Ю.К. Грузевич, Н.А. Бедро**
Первичная обработка биофизических сигналов электросейсмокардиоблока 26
- А.В. Шолохов, С.Б. Беркович, Н.И. Котов**
Формирование инерциальных кинематических параметров для имитационного моделирования наземных навигационных систем, корректируемых по геопространственным данным 30
- А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, С.Е. Переляев, А.А. Полякова**
Геофизические инварианты и наблюдаемость интегрированных инерциальных навигационных систем 34
- А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, С.П. Тимошенко, С.А. Иванов**
Динамическая калибровка и испытание МЭМС-модуля с использованием опорной инерциально-спутниковой навигационной системы 37
- И.Г. Ниналалов, И.В. Меркурьев, О.В. Кубряк, С.В. Астахов**
Методы повышения точности автономной системы ориентации и навигации на базе микромеханических гироскопов и оптико-электронных датчиков 41
- В.А. Смирнов, А.В. Прохорцов, Н.И. Бабухин**
Способ комплексирования оптических и инерциальных данных для определения параметров ориентации и навигации 43
- В.Н. Коврегин, Г.М. Коврегина, А.С. Мурзаев**
Унифицированный метод наблюдения аэрообъекта со сложным спектром при квазинепрерывном излучении радара 46
- К.С. Лельков, А.И. Черноморский**
Комплексная навигационная система наземного колёсного робота 50

П Л Е Н А Р Н Ы Й Д О К Л А Д

- А.В. Соколов, О.А. Степанов, А.В. Моторин, А.А. Краснов**
Решение задачи совместного оценивания аномалий силы тяжести и вертикального движения применительно к морскому объекту 54

С Т Е Н Д О В Ы Е Д О К Л А Д Ы

- О.А. Степанов, В.А. Васильев, А.Б. Торопов**
Решение задачи навигации по геофизическим полям с учетом изменчивости погрешностей корректируемой навигационной системы 60
- В.И. Бабуров, В.А. Бойко, Н.В. Иванцевич, И.Л. Фидлин, В.В. Худошин**
Полунатурный моделирующий комплекс проверки и отладки алгоритмов работы системы предупреждения столкновений с воздушными судами и наблюдения за воздушной обстановкой 66

В.Б. Пудловский, Н.И. Петухов, А.А. Чугунов, А.П. Малышев, А.А. Фролов Совместная обработка сверхширокополосных и ГНСС-сигналов для «бесшовной» навигации в городе.....	69
М.Ю. Тхоренко, Е.В. Каршаков Оценка предельной точности магнитной навигации по данным геомагнитных съемок	73
И.В. Белоконов, Вильмер А. Карденас Д., Хосе Г. Кихада П. Исследование возможности использования свёрточной нейронной сети для обнаружения Солнца в режиме нестабилизированного движения наноспутника	76
И.Н. Бурдинский, А.С. Миронов Применение конфигурируемых систем на кристалле при реализации приемника сигналов гидроакустических навигационных систем для подвижных автономных робототехнических комплексов.....	80
В.Н. Коврегин, Г.М. Коврегина, А.С. Мурзаев Метод наблюдения/распознавания/классификации воздушного объекта по ЛЧМ-эхосигналам со сложным спектром	85
П.К. Кузнецов, Б.В. Мартемьянов, Г.И. Леонович, Г.Н. Мятлов Методика оперативного обнаружения, распознавания и высокоточного определения параметров движения судов по изображениям следов, оставляемых ими на водной поверхности	89
ЗАСЕДАНИЕ II – СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ	
П Л Е Н А Р Н Ы Й Д О К Л А Д	
А.А. Галкин, П.В. Еркин, Н.А. Соломкина, А.С. Тимошенко, В.П. Захаров, Е.С. Кочурина Разработка системы автоматизированного управления парашютной грузовой платформой на базе инерциального модуля ГКВ-6.....	91
С Т Е Н Д О В Ы Е Д О К Л А Д Ы	
А.В. Молоденков, Я.Г. Сапунков, Т.В. Молоденкова Аналитический квазиоптимальный алгоритм минимальной по времени переориентации космического аппарата при произвольных граничных условиях	96
И.А. Панкратов, Ю.Н. Челноков Кватернионные модели и алгоритмы решения задач оптимальной переориентации орбиты и плоскости орбиты космического аппарата.....	100
Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова Управление космическим роботом при смене топливных баков двигательной установки геостационарного спутника	104
Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов Автономное наведение и управление геостационарным спутником связи при длительной консервации	108
А.М. Попов, Д.Г. Кострыгин, П.В. Крашанин, А.А. Шевчик Разработка алгоритма наведения роя беспилотных летательных аппаратов	113
Е.В. Барина, И.В. Белоконов, И.А. Тимбай Особенности движения аэродинамически стабилизированных наноспутников формата CubeSat 6U.....	117
И.В. Белоконов, М.С. Щербаков, Д.П. Аваряскин Исследование одноосного алгоритма управления инспекционным движением гравитационно-стабилизированного наноспутника.....	121
А.В. Небылов, В.А. Небылов Относительная навигация и совместное управление воздушно-космического самолета и экраноплана с целью их стыковки	126

А.В. Небылов, А.А. Кузнецов Исследование методов анализа максимальной ошибки управления.....	131
Цзяньфэн И, М.С. Селезнева, К.А. Неусыпин Исследование интеллектуальной системы парковки автомобиля.....	134
А.М. Грузликов Навигация АНПА в ближнем поле в интересах решения задачи приведения к причальному устройству	138
А.Ю. Княжский, А.В. Небылов, В.А. Небылов Минимизация высоты низколетающего аппарата при отсутствии карты высот	141
Н.А. Елисов, А.В. Крамлих, И.А. Ломака Подход к управлению переориентацией продольной оси наноспутника.....	145
В.М. Никифоров, А.А. Гусев, К.А. Андреев, А.А. Нижегородов, А.С. Ширяев Устранение автоколебаний в конечной точке терминального управления с помощью фильтра Калмана	149
ЗАСЕДАНИЕ III – ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И ДАТЧИКИ	
П Л Е Н А Р Н Ы Й Д О К Л А Д	
А.О. Макалов, В.А. Смирнов, А.В. Прохорцов Инерциально-акустическая система электронной аускультации для диагностики легочных заболеваний.....	151
С Т Е Н Д О В Ы Е Д О К Л А Д Ы	
Ю.В. Болотин, В.А. Савин Калибровка микромеханического инерциального измерительного блока на вращающемся стенде методом Фурье	155
Л.В. Водичева, Л.Н. Бельский, Ю.В. Парышева Особенности автономной начальной выставки БИНС для космических средств выведения	159
М.С. Селезнева, К.А. Неусыпин, А.В. Пролетарский, Чень Данхэ Алгоритмы комплексирования инерциальной навигационной системы с датчиками угловых ускорений	163
С.Ю. Перепелкина, А.А. Федотов Определение значимых характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем в составе объекта управления с использованием типовых участков движения	167
Р.С. Куликов, О.В. Денисенко, О.В. Глухов, И.В. Меркурьев Моделирование влияния нестабильности шкалы времени на погрешность инерциальной навигации	170
П Л Е Н А Р Н Ы Й Д О К Л А Д	
А.Б. Тарасенко, А.А. Фомичев, П.В. Ларионов, А.Б. Колчев, П.А. Филатов, Д.Е. Бородулин Лётные испытания малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы.....	174
С Т Е Н Д О В Ы Е Д О К Л А Д Ы	
В.В. Матвеев, Д.С. Стрельцов, В.В. Лихошерст, В.Я. Распопов Идентификация параметров волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором при позиционном возбуждении стоячей волны.....	181
С.Е. Переляев, С.Б. Бодунов, Б.П. Бодунов Волновой твердотельный гироскоп авиационно-космического применения навигационного класса точности.....	185
А.А. Маслов, Д.А. Маслов, И.В. Меркурьев, В.В. Подалков Масштабный коэффициент волнового твердотельного гироскопа в режиме датчика угловой скорости	189

М.А. Басараб, А.В. Пролетарский, Б.С. Лунин, Ален Жиани, Филипп Комбетт, Александр Кешаф Моделирование газового струйного гиromетра с помощью бессеточных методов.....	193
Д.Г. Грязин, Т.В. Падерина Адаптивные алгоритмы работы кренодифференциатора на базе микромеханического инерциального блока	197
Ю.Н. Коркишко, В.А. Федоров, С.В. Прилуцкий, Д.В. Обухович, В.Е. Прилуцкий, В.Г. Пономарев, И.В. Федоров, А.И. Зуев, В.К. Варнаков, С.М. Кострицкий, И.В. Морев Компактные блоки чувствительных элементов БЧЭ200 и БЧЭ400 на базе ВОГ с применением МЭМС-акселерометров: разработка и исследование характеристик.....	200
А.В. Каликанов, В.Я. Распопов, В.В. Матвеев, В.В. Лихошерст, М.Г. Погорелов Исследование возможности построения датчика угла крена на базе кориолисовых вибрационных гироскопов	204
А.В. Большакова, А.М. Боронахин, Е.Д. Бохман, Д.Ю. Ларионов, Л.Н. Подгорная, А.Н. Ткаченко, Р.В. Шалымов Возможности использования показаний инерциальных датчиков для выявления протяженных неровностей рельсов	208
Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова, С.В. Пчелинцева, В.О. Горбачев, В.М. Никифоров Разработка концепции проектирования класса прецизионных мехатронных стендов, использующих инерциальные чувствительные элементы, скомплексированные с высокоточными датчиками угла	212
Е.А. Петрухин, А.С. Бессонов Эффект дифракционной невзаимности в лазерном гироскопе.....	218
П.А. Филатов, И.С. Кружилин, П.В. Ларионов, А.Д. Морозов, А.А. Фомичев, А.Б. Тарасенко Оценка влияния виброподставки на точность навигационной системы на основе лазерных гироскопов с плоским контуром и акселерометров типа Q-flex.....	222
Г.О. Баранцев, А.В. Козлов, И.Х. Шаймарданов, А.В. Некрасов Модель упругой динамической деформации виброподвеса лазерного гироскопа и методика ее калибровки.....	225
Н.В. Тихменев, А.В. Белов, И.В. Князев, В.А. Никитин, М.А. Рогожкина Задержка пробоя и режимы включения разряда в зеемановском ЛГ	229
Н.В. Тихменев, Д.А. Банников, М.А. Рогожкина, И.В. Князев О влиянии наведенного поглощения на захват частот в ЛГ	233
Н.В. Тихменев, И.Г. Проценко, Д.А. Банников, С.Е. Коршунов Измерение потерь прецизионных зеркал кольцевых лазеров.....	236
Ю.Ю. Брославец, Е.А. Полукеев, В.П. Суровцева, А.А. Фомичев, В.Г. Семенов Мультислотный твердотельный лазерный гироскоп на YAG:Cr ⁴⁺ , система регулирования периметра и создания подставки, режимы работы	239
Ю.Ю. Брославец, А.А. Фомичев, В.Г. Семенов, Е.А. Полукеев Четырехчастотный зеемановский лазерный гироскоп с непланарным симметричным резонатором, система регулирования периметра	243
И.Н. Хохлов, А.О. Синельников, Н.Е. Фетисова Модель коррекции масштабного коэффициента зеемановских лазерных гироскопов.....	247
Я.А. Зубарев, А.О. Синельников, Н.Е. Фетисова Исследование температурной стабильности кольцевого резонатора зеемановского лазерного гироскопа.....	251
М.А. Барулина, А.В. Голиков, Д.М. Калихман, Л.Я. Калихман, Е.А. Депутатова, В.А. Туркин Обеспечение температурной стабильности блока измерителей линейного ускорения в условиях космического полёта.....	255

В.М. Никифоров, А.А.Гусев, К.А. Андреев, С.А.Осокин, Д.М. Калихман, А.А. Акмаев, А.А. Нижегородов Оптимизация параметров регулятора компенсационного маятникового акселерометра	259
А.В. Крамлих, П.Н. Николаев, Д.В. Рьлько Особенности реализации алгоритма определения ориентации наноспутника SamSat-ION	262
Д.А. Гонтарь, Е.В. Драницына Повышение эффективности компенсации температурной чувствительности волоконно-оптического гироскопа	266
Д.Г. Гилев, В.В. Криштоп Применение различных методов обработки резонансного пика для повышения чувствительности датчика угловой скорости	269
Е.А. Попов, Г.Ю. Кирыченко, Ю.Г. Егоров Исследование программ скалярной калибровки векторного измерителя	271

ЗАСЕДАНИЕ IV – ВОПРОСЫ ТЕОРИИ

ПЛЕНАРНЫЙ ДОКЛАД

С.Е. Переляев, В.Ф. Журавлев Пространственный эффект инертности упругих волн на сфере. Технические приложения в современной гироскопии	276
--	-----

СТЕНДОВЫЕ ДОКЛАДЫ

Ю.Н. Челноков, С.Е. Переляев Уравнения и алгоритмы бесплатформенных инерциальных навигационных систем для определения кажущейся, гравитационной и относительной скоростей движущегося объекта, а также географических координат местоположения объекта	285
Ю.Н. Челноков, М.Ю. Логинов Прогноз и коррекция движения космического аппарата с использованием решений регулярных кватернионных уравнений в KS -переменных и изохронных производных	289
И.В. Папкина, Т.В. Яковлева, А.В. Крысько, В.А. Крысько Общая теория пористых функционально-градиентных балочных резонаторов НЭМС/МЭМС, находящихся в температурном поле	293
Р.В. Ермаков, Д.В. Кондратов, А.А. Львов, Д.Ю. Лившиц Уточнение модели вибрационной погрешности волнового твердотельного гироскопа	297
О.С. Амосов, С.Г. Амосова Машинное обучение с подкреплением для задач оптимального и адаптивного оценивания в навигационных приложениях	300

ЗАСЕДАНИЕ V – СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

ПЛЕНАРНЫЙ ДОКЛАД

Н.С. Гужва, В.Е. Прун, В.В. Постников, М.Г. Лобанов, Р.Н. Садеков, Д.Л. Шоломов Использование 3D-сетей для «предсказания» моделей поведения транспортных средств в задаче беспилотного движения трамвая	304
---	-----

СТЕНДОВЫЕ ДОКЛАДЫ

В.Б. Ильин, И.А. Копылов, Е.Г. Харин, В.А. Копелович, А.Ф. Якушев, П.Ю. Жабин Летные исследования характеристик бортовой аппаратуры СНС при ее работе с различными глобальными навигационными спутниковыми системами	311
--	-----

А.В. Прохорцов, В.А. Смирнов, О.В. Минина Высокоточный способ определения угловой ориентации беспилотных летательных аппаратов по сигналам спутниковой радионавигационной системы.....	316
--	-----

Д.А. Бедин Позиционирование по измерениям псевдодальностей с помощью метода Банкрофта: подходы к описанию нелинейного распределения ошибок	319
--	-----

А.А. Кумарин, С.В. Шафран, Д.С. Малахов, И.А. Кудрявцев Корректировка модуля слежения навигационного приемника на основе данных о движении.....	323
---	-----

В.И. Бабуров, Н.В. Иванцевич, Н.В. Васильева Исследование метода коррекции координат при местоопределениях по двум спутниковым системам	329
---	-----

А.В. Немов, Д.Ю. Тюфтяков Алгоритмы оценивания количества сигналов в выборках данных, обрабатываемых ЦАР ГНСС.....	332
--	-----

КРУГЛЫЙ СТОЛ:

Проблемы навигационного обеспечения при освоении Луны

В.В. Ивашкин, Е.С. Гордиенко Анализ возможности создания лунной навигационной спутниковой системы и лунной орбитальной базы на основе высоких круговых орбит искусственного спутника Луны	336
---	-----

Результаты российской программы исследований миграций животных с помощью научной аппаратуры «Икарус» на РС МКС

М.Ю. Беляев
ПАО «РКК «Энергия»
им. С.П.Королева»
г. Королев, Россия
Mikhail.Belyaev@rsce.ru
+7-495-513-70-09

Г.М. Тертицкий
Институт географии
РАН
г. Москва, Россия
tertitski@igras.ru
+7-495-959-00-16

О.Н. Волков
ПАО «РКК «Энергия»
им. С.П.Королева»
г. Королев, Россия
Oleg.n.volkov@rsce.ru
+7-495-513-60-65

О.Н. Соломина
Институт географии
РАН
г. Москва, Россия
direct@igras.ru
+7-495-959-00-32

Аннотация—Важнейшей задачей космонавтики является контроль и изучение нашей планеты. Решение этой задачи осуществляется с помощью большого количества спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), функционирующих на околоземной орбите. Помимо данных дистанционного зондирования важную информацию о нашей планете могут дать и сведения о миграциях животных. Миллиарды животных постоянно мигрируют по земному шару. Они могут дать ценнейшую информацию для оценки экологической, эпидемиологической и иной ситуации на нашей планете. В целях отработки технологии слежения за перемещениями животных и птиц был организован совместный российско-немецкий проект на Международной космической станции (МКС). МКС является идеальной лабораторией для отработки на орбите аппаратуры и различных космических технологий.

Бортовая аппаратура проекта создана в рамках соглашения о сотрудничестве между Германским аэрокосмическим центром ДЛР и государственной корпорацией «Роскосмос». Данное соглашение объединяет российский космический эксперимент «Ураган» с проектом ICARUS (International Cooperation Research Using Space – Международное сотрудничество в области научных исследований животных с использованием космических технологий). Информация от аппаратуры ICARUS дополняется данными российского эксперимента «Ураган», в котором используются традиционные датчики наблюдения Земли с борта МКС. Вместе эти два проекта позволяют ученым делать новые открытия о жизни на нашей планете.

В докладе анализируется опыт отработки на РС МКС системы контроля миграций животных, вобравшей в себя достижения современной космонавтики, спутниковой навигации, технологии управления и микроэлектроники. Кратко излагаются также научные результаты по изучению миграций животных и птиц.

Ключевые слова—международная космическая станция (МКС), космические эксперименты, научная аппаратура, исследование миграций животных.

I. ВВЕДЕНИЕ

Мир животных является одной из важнейших особенностей нашей планеты. Люди и животные живут в общей среде обитания. Поведение животных может служить показателем влияния человека на природу и изменений природных систем. По земному шару постоянно мигрируют миллиарды животных. Они соединяют самые отдаленные и труднодоступные регионы на Земле и в океанах и могут быть своеобразными индикаторами для оценки благополучия нашей планеты.

Своим существованием, своей деятельностью, своим появлением и уходом животные играют очень важную роль в существовании мира в его нынешней форме. Учение В.И. Вернадского о биосфере основано в первую очередь на теории биогенной миграции [1], которая включает глобальные перемещения животных и их стремление максимально заселить нашу планету [2]. Так будет и в дальнейшем. Воздействие людей на природу отражается в поведении животных. Причина этого в том, что все виды животных занимают особые ниши, в которых они сохранили свое ранее безопасное существование. Если виды животных теряют из-за деятельности людей часть или все свои ниши, они сокращаются или вымирают или, например, меняют свое поведение и ищут новую среду обитания. Следовательно, животные также важны как датчики и ранние индикаторы, и на них влияют как положительные, так и отрицательные воздействия человеческой деятельности. Животные необходимы для нашего существования как источник пищи, но, с другой стороны, они играют все более значительную роль в качестве переносчиков болезней и возбудителей эпидемий. Около 70% мировых эпидемий болезней, будь то атипичная пневмония, вирус Западного Нила или птичий грипп, представляют собой инфекционные заболевания, вызванные взаимодействием между дикими животными, сельскохозяйственными животными и людьми.

Глобальные данные о перемещениях животных имеют важное значение в сегодняшнем мире, взаимосвязанном на международном уровне. Это важно, для того чтобы понять, как защитить здоровье человека и дикую природу одновременно.

Чтобы активно участвовать в изучении и решении указанных проблем, необходимо найти ответ на фундаментальные вопросы: где находится животное в любой момент своей жизни? Каково внутреннее состояние животного? Какую поведенческую активность выполняет животное в настоящее время? Что приводит к смерти животного?

Ни на один из этих фундаментальных вопросов пока нельзя ответить в отношении свободно живущих животных в течение средних и длительных периодов времени, особенно когда речь идет о мелких животных, которые имеют наибольшее значение для нас, людей, например, как распространители болезней (прежде всего это летучие мыши).

Во время великих глобальных изменений для человечества чрезвычайно важно установить и использовать чувствительные биологические индикаторы изменения климата и окружающей среды. Дикие животные, которые населяют широкий спектр климатических зон по всему миру и мигрируют между зонами, идеально подходят в качестве таких индикаторов.

Используемые в настоящее время технологии глобального контроля и слежения за животными через спутник исключают по-прежнему около 75% птиц и млекопитающих вследствие их малых размеров. О больших перспективах использования миниатюрных спутниковых радиомаяков для изучения миграций птиц орнитологи писали еще 30 лет назад [3]. Многие экологически и экономически важные виды животных очень мелкие, например летучие мыши, певчие птицы и перелетная саранча. Общее правило при изучении миграций животных заключается в том, что устройства, прикрепленные к животным, не должны иметь массу более 3% от массы тела животного, чтобы дополнительный вес не влиял на его естественное поведение [4–6]. И сегодня весьма важной задачей является создание системы глобального контроля перемещения мелких животных, которая открывает новую эру в этих исследованиях.

Международная космическая станция (МКС) является удобной лабораторией для создания и отработки систем отслеживания миграций животных, отвечающих указанным требованиям. Полет МКС происходит на высоте около 400 км, в то время как искусственные спутники Земли имеют обычно большую высоту орбиты. Это обусловлено тем, что орбита МКС периодически корректируется, а топливо для коррекции орбиты МКС доставляется с помощью транспортных грузовых кораблей «Прогресс». Кроме того, наличие экипажа на борту МКС позволяет монтировать на ее внешней поверхности конструкции и антенны больших размеров, что также позволяет уменьшить размеры приемопередатчиков на Земле. Важно также, что российскими специалистами была разработана уникальная технология проведения экспериментов на орбитальных станциях и накоплен значительный опыт их успешного проведения [8, 9]. На российском сегменте (РС) МКС данный опыт и технология используются, например, в эксперименте «Ураган», направленном на отработку аппаратуры и технологий изучения Земли и оценки развития потенциально опасных и катастрофических явлений [10].

В 2009 г. по инициативе немецкого института поведения животных Общества Макса Планка (MPIAB) в рамках программы международного сотрудничества ICARUS под руководством профессора М. Викельски, энтузиаста и мирового лидера направления изучения миграций животных, были начаты работы по разработке системы слежения за мелкими животными. Научным руководителем космического эксперимента «Ураган» на РС МКС профессором М.Ю. Беляевым было предложено отработать такую технологию и систему на российском сегменте МКС [4, 5]. Это предложение основывалось на совпадении задач, решаемых в рамках обоих направлений исследований, а также на имеющихся возможностях отработки новых технологий и научной аппаратуры на российских орбитальных станциях [11, 12]. В результате было подписано Соглашение между космическими агентствами двух стран, позволившее начать работы по этому проекту.

В соответствии с подписанным в ноябре 2014 г. соглашением была создана научная аппаратура (НА) «Икарус», которая была доставлена на борт РС МКС [5, 6].

Аппаратура «Икарус» представляет собой систему, состоящую из бортового и наземного сегментов. В бортовую часть входит управляющий компьютер ОВС-1 (On Board computer Icarus) и антенный блок, обеспечивающий выдачу управляющих данных закрепляемым на животных датчикам (тэгам), а также сбор данных с тэгов о координатах перемещения животных при их сезонной миграции. В соответствии с подписанным соглашением за антенный блок и управляющий компьютер отвечает ДЛР. Следует отметить, что успеху данного проекта способствовало плодотворное сотрудничество немецких и российских специалистов. Например, российские специалисты, используя свой большой опыт разработки и проектирования бортовых антенн, предложили эффективную окончателную схему и конструкцию бортовых антенн оборудования «Икарус», которая была реализована на РС МКС [5, 6]. К созданию и производству управляющего компьютера ОВС-1 была подключена фирма «Элкус» (г. Санкт-Петербург). Наземный сегмент включает в себя множество тэгов (массой до 5 г), которые на Земле крепятся на мигрирующих животных, а также специальные комплексы управления и обработки данных. Тэг получает от РС МКС данные об орбите и ориентации станции и способен рассчитать данные о возможных сеансах связи с МКС. В расчетный момент времени тэг с помощью спутниковой навигационной системы определяет свое местоположение и передает эту информацию на РС МКС вместе с данными от датчиков ускорений, температуры, магнитометра, входящих в состав тэга. Принятая на станции информация передается в московский центр управления ЦУП-М, где она предварительно анализируется и затем выдается участникам исследований [4–6].

Тестовые проверки системы были начаты в марте 2020 г., а в сентябре 2020 г. был начат этап опытной эксплуатации системы, который успешно закончился в 2021 г. переходом на режим эксплуатации системы отслеживания миграции животных. За это время были реализованы десятки интересных проектов. Например, по научным программам российских ученых изучались миграции черных дроздов, кукушек, сов, сайгаков, кабанов и многих других особей млекопитающих и птиц. Кроме того, тэги были установлены на оползневых склонах Кавказа для оценки возможности контроля опасных сходов оползней [13, 14].

II. ПРОВЕДЕНИЕ ТЕСТОВ ПОСЛЕ ДОСТАВКИ АППАРАТУРЫ НА БОРТ РС МКС

С 10.03.2020 по 14.09.2020 совместно российскими и немецкими специалистами проводились тесты аппаратуры «Икарус» в соответствии с утвержденной обеими сторонами программой испытаний.

Во время испытаний решались следующие задачи:

- проверка работоспособности антенного блока «Икарус» после его монтажа на внешней поверхности служебного модуля (СМ) РС МКС;
- проверка электрического и информационно-логического взаимодействия между бортовым

компьютером «Икарус» (ОВС-1) и бортовыми системами РС МКС, антенным блоком «Икарус» и наземным оборудованием.

Программа испытаний предусматривала проведение пяти тестов. С 10.03.2020 по 05.04.2020 в автоматическом режиме проводился тест №1. В рамках этого теста выполнялся мониторинг состояния аппаратуры «Икарус» и сравнение полученных измерений с результатами наземных испытаний.

Тест №1 был разделен на два испытания, которые проводились параллельно. В рамках первого испытания проводилась регистрация и анализ уровней фоновых радиопомех в различных районах Земли, воспринимаемых приемником «Икарус» на МКС, и выполнялась точная регулировка приемника «Икарус». В рамках второго испытания проводилась проверка энергетического баланса тракта МКС-Земля при разных уровнях мощности передатчика (3,2 Вт, 4 Вт, 5 Вт).

Для проведения теста №1 для приема и передачи сигнала были подготовлены антенны, установленные на крыше разработчика аппаратуры «Икарус» – фирмы STI, г. Имменштадт, Германия (рис. 1).



Рис. 1. Пример антенны для приема и передачи информации с МКС и на МКС во время теста №1

При проведении тестов бортовой компьютер ОВС-1 получал от бортовых систем РС МКС:

- баллистические данные по орбите МКС;
- данные по ориентации МКС;
- бортовое время и синхроимпульс (PPS) МКС;
- двухстрочные элементы (TLE).

В результате проведенных в рамках теста №1 работ оказалось, что все данные по бортовым системам, относящиеся к работоспособности аппаратуры «Икарус», были в пределах ожидаемых значений. В частности, значения температуры, напряжения и тока были аналогичны значениям, которые наблюдались во время наземных испытаний. Небольшие сбои в работе оперативно корректировались выдачей команд с Земли. Бортовое оборудование «Икарус» было признано исправным и полностью работоспособным с заданными техническими характеристиками.

В процессе выполнения теста запись фонового радишума Земли в диапазоне рабочих частот приемника

«Икарус» 468.065–468.135 МГц была успешно проведена при различных уровнях настроек затухания в трактах приемных антенн каналов А, В и С, в результате чего были построены глобальные карты по радиопомехам (рис. 2). Оптимальной оказалась локальная частота генератора PLL (Phase-Locked Loop) PLL1 388.75 МГц.

По результатам теста было установлено, что минимальный уровень радишума Земли составляет примерно 40-44дБ, при использовании внутренних настроек затухания в трактах антенн приемника «Икарус» в канале А – 10,5 дБ, в канале В – 12 дБ, в канале С – 10,5 дБ.

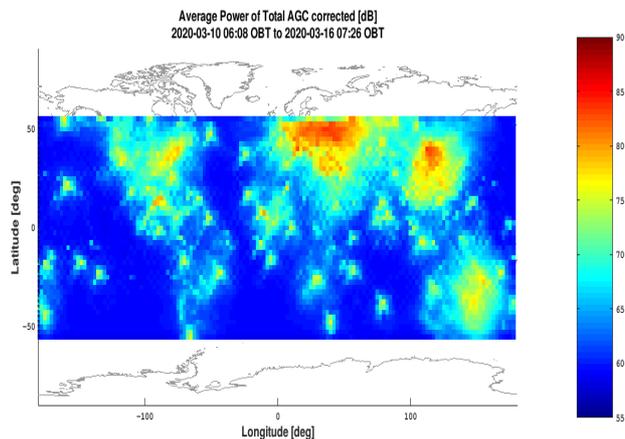


Рис. 2. Уровни фонового шума Земли (частота PLL 388.75 МГц), частота PLL 388.75 МГц, ослабление в канале А – 12 дБ, в канале В – 12 дБ, в канале С – 11,5 дБ)

Зеленым цветом на рис. 2 показан низкий уровень радишума, желтым – повышенный, красным – высокий.

Сигнал с НА «Икарус», передаваемый на Землю, был проанализирован специалистами. Было установлено, что сигнал, излучаемый с МКС, распространяется с хорошим качеством. Искажения сигнала не наблюдалось.

По результатам теста несущая частота канала передачи была уменьшена на 1500 Гц, а в качестве оптимального уровня мощности передатчика был выбран уровень 3,2 Вт.

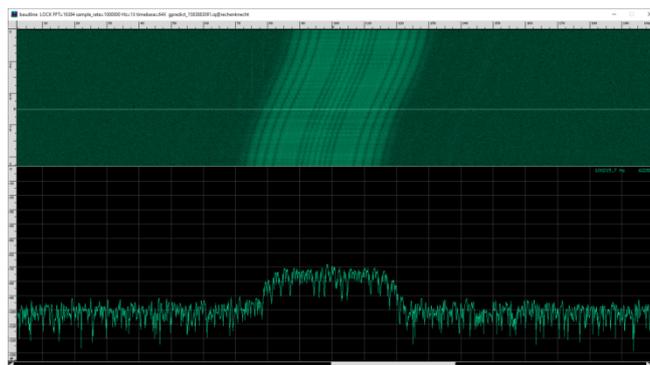


Рис. 3. Записанный спектр сигнала при прохождении МКС над наземной станцией в STI

Тест №2 проводился в автоматическом режиме с 07.04.2020 по 29.04.2020. В ходе этого теста проводилась проверка передачи сигнала с Земли на борт (Uplink Pattern Test) с использованием тестовых антенн, установленных на крыше STI, и имитатора тэга (Tag Simulator), размещенного в здании STI. Целью теста являлось получение диаграмм направленности приемных антенн

«Икарус» на РС МКС с уточнением направления основных лучей и ширины лучей приемных антенн, а также анализ радиочастотного спектра сигнала относительно частоты приема ($402,25 \pm 4,5$ МГц) (рис. 3).

Имитатор тэга представлял собой переносной компьютер с подключенным к нему GPS приемником с GPS антенной. Компьютер был подключен к тестовым антеннам для генерирования радиочастотного сигнала, необходимого при испытаниях бортового приемника «Икарус». Передаваемые на борт сигналы были предварительно специально рассчитаны и записаны в память переносного компьютера для каждого испытания в соответствии с заранее определенными сценариями испытаний.

В ходе теста №2 планировалось провести двенадцать сеансов при пролете МКС над наземным пунктом г. Имменштат для уточнения диаграммы направленности четырех каналов связи, трех приемных каналов «Земля–борт» для приема сигналов с Земли на РС МКС и одного канала для передачи данных с РС МКС на Землю.

Планировалось провести измерения в четырех проходах МКС над STI для каждого из каналов приема (левого, правого, центрального). С приемной антенны по трем высокочастотным кабелям принимаемый сигнал поступал в компьютер ОВС-1 и далее по российскому каналу передачи информации РСПИ поступал сначала в ЦУП-М, а затем передавался в STI.

Расчетные диаграммы направленности приемных антенн показаны на рис. 4 синим цветом, а диаграмма, соответствующая максимальной передаче данных с борта, изображена зеленым цветом.

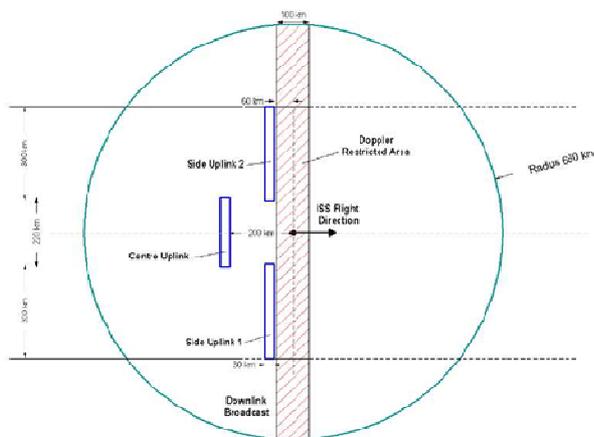


Рис. 4. Расчетные диаграммы направленности приемных антенн и передающей антенны аппаратуры «Икарус»

Для передачи сигнала с Земли на борт РС МКС использовался заранее вычисленный тестовый сигнал с шириной полосы 2 МГц. Центр спектра сигнала находится на частоте 402.25 МГц, сигнал передавался с помощью имитатора тэга, усилителя мощности и системы слежения за МКС. Вычисленная ЭИИМ (эквивалентная изотропно-излучаемая мощность) канала «Земля–борт» составила 36,1 дБм.

Во время теста №2 было проведено тринадцать сеансов при пролете МКС над наземным пунктом г. Имменштат. Для каждого сеанса теста №2 специалисты STI готовили команду активации сброса необработанных данных (Rawdatadump, 2 Гб) после проведения сеанса связи.

При выполнении теста №2 полученные по каналу «Земля–борт» данные сравнивались с результатами моделирования и испытаний на Земле. Было установлено соответствие получаемых с борта МКС данных с результатами моделирования и испытаний.

Записанная диаграмма направленности канала «Земля–борт» использовалась для определения фактического местоположения временного окна приема и сравнения его с прогнозируемым временем окна приема. Допуски в расположении окна приема были обусловлены допусками на установку, погрешностями ориентации МКС и определения времени. Было установлено, что фактическое местоположение окна приема оказывается максимум на 2-3 секунды позже по направлению полета относительно прогнозируемого местоположения окна приема. Этот результат находится в пределах ожидаемого допуска и не влияет на передачу данных с тэга. По результатам теста №2 было откорректировано время связи с МКС таким образом, чтобы прием сигнала от тэга на борту МКС осуществлялся при максимальной высокой мощности сигнала.

Во время теста №2 было обнаружено влияние средств стыковки / расстыковки американского сегмента (АС) МКС и средств внекорабельной деятельности ВКД АС на работу приемника НА «Икарус», что создавало помехи при приеме информации по каналу «Земля–борт». Поэтому на время работы средств стыковки / расстыковки АС МКС НА «Икарус» переводилась из штатного режима «Включено» в режим «Обогрев».

С 26.05.2020 по 26.06.2020 проводились в автоматическом режиме тесты №3 и №4.

Тест №3 проводился с использованием имитатора тэгов STI, а тест №4 – с тестовым тэгом (Test Tag). Оба теста проводились одновременно. Вид тестового тэга представлен на рис. 5.



Рис. 5. Тестовый тэг (Test Tag)

Тестовый тэг не являлся прототипом реального тэга, который планировали устанавливать на птицах и животных, но включал в себя аналогичное программное обеспечение для связи. Тестовый тэг имел стандартные интерфейсы, чтобы им можно было управлять при помощи переносного компьютера и подключать к антеннам различных типов.

Были смоделированы различные сценарии передачи данных. При этом варьировались временные интервалы передачи пакетов данных и мощности сигнала передачи.

В результате выполнения тестов были определены характеристики системы, обеспечивающие устойчивость приема и передачи информации.

С 13.07.2020 по 14.09. 2020 проводился тест №5 в автоматическом режиме. В рамках этого теста выполнялась проверка функционирования НА «Икарус» с прототипами тэгов, размещенных в условиях, приближенных к реальным. Координаты тэгов были известны. Для реализации этого теста российские специалисты использовали десять прототипов тэгов.

На пятом этапе испытаний STI, МРІАВ, ИГ РАН, а также фирма INRADIOS – производитель тэгов, использовали прототипы тэгов (Tag Prototypes), в местах установки, показанных в табл. 1.

Прототипами тэгов являлись первые модели датчиков, с небольшими изменениями программного обеспечения для использования во время испытаний.

Таблица 1. Прототипы тэгов, использованные на пятом этапе испытаний

№	ID тэга	Организация	Описание места установки
1	5A106F	STI	Крыша STI
2	90F3D3	STI	Под деревом, открытое пространство перед STI
3	9AD4A0	STI	Лес
4	2A6CAD	STI	Поле
5	B2176B	STI	Балкон многоэтажного здания
6	9284B3	STI	Лодка на озере
7	4B8AC7	STI	Дерево
8	1DF87F	STI	Машина
9	A77E46	STI	Машина
10	7DFB16	STI	Крыша STI
11	1957E3	ИГ РАН	Поле 1 под Курском (антенна расположена горизонтально)
12	2FEA89	ИГ РАН	Поле 2 под Курском (антенна расположена вертикально)
13	4AC8DB	ИГ РАН	Поле 3 под Курском
14	6B41A1	ИГ РАН	Поле 4 под Курском (антенна расположена горизонтально)
15	9F3948	ИГ РАН	Поле 5 под Курском (антенна расположена горизонтально)
16	B30747	ИГ РАН	Поле 6 под Курском (антенна расположена горизонтально)
17	C02DBC	ИГ РАН	Поле 7 под Курском (антенна под углом 45)
18	111197	ИГ РАН	Крыша здания
19	2323E6	ИГ РАН	Лес 1 под Курском
20	7A283B	ИГ РАН	Лес 2 под Курском
21	060B27	МРІАВ	Крыша здания
22	78B5D7	МРІАВ	Крыша здания
23	3E8DE7	МРІАВ	Крыша здания
24	41F260	МРІАВ	Крыша здания
25	1389BE	INRADIOS	Крыша здания
26	E1277E	INRADIOS	Крыша здания
27	8E985C	INRADIOS	Крыша здания
28	33D2C3	INRADIOS	Крыша здания
29	AB401C	INRADIOS	Крыша здания
30	76E2A8	INRADIOS	Крыша здания
31	D70147	INRADIOS	Крыша здания
32	F06693	INRADIOS	Крыша здания
33	0D1A56	INRADIOS	Крыша здания

При проведении теста №5 были получены следующие основные выводы.

1. Все прототипы тэгов имели связь с НА «Икарус» на РС МКС.
2. НА «Икарус» во время теста №5 не получала никаких других сигналов, кроме сигналов с прототипов тэгов.
3. Расположение тэга оказывает значительное влияние на состояние заряда батареи тэга и вероятность контакта тэга с МКС. Для тэгов, расположенных в лесу или под деревом, батарея полностью разряжалась через определенное время. Тэги в местах хорошего солнечного освещения имели хороший статус заряда батареи.

Результаты теста №5 были учтены на этапе эксплуатации.

Обобщенные результаты тестов №№1–5 НА «Икарус»

Ввод в эксплуатацию полезной нагрузки и тэгов «Икарус» был успешно выполнен в период с 10 марта по 14 сентября 2020 года при участии STI, РКК «Энергия» и INRADIOS, а также МРІАВ и ИГ РАН. Было установлено, что НА «Икарус» на борту МКС, а также прототипы тэгов функционируют и работают в соответствии с технической документацией.

III. НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ МИГРАЦИЙ ЖИВОТНЫХ

Успешно выполненные тесты позволили начать глобальное изучение миграций животных и птиц. Проекты, организованные российскими учеными, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Проекты российских ученых

Объект исследования / Название проекта	Организация / Участник	Район исследования
Полярная крачка / миграционные пути полярной крачки (<i>Sterna paradisaea</i>), гнездящейся в российской Субарктике	Заповедник «Керженский», нацпарк «Кенозерский», Волков А.Е	Архангельская обл.
Дупель / пространственное распределение и географические связи дупелей (<i>Gallinago media</i>), обитающих на севере Московской области	Институт проблем экологии и эволюции РАН, Свиридова Т.В.	Московская обл.
Степной большой кроншнеп / миграции степного подвида большого кроншнепа (<i>Numenius arquatus schkni</i>), гнездящегося на юге европейской части России и Южном Урале	ВНИИ «Экология», Морозов В.В.	Саратовская обл., Оренбургская обл.
Черный дрозд / стратегии миграции черного дрозда (<i>Turdus merula</i>) в различных частях ареала	Институт экологии растений и животных РАН, Покровский И.Г., Институт географии РАН, Тертицкий Г.М.	Московская обл.; Курская обл.

Обыкновенная кукушка, глухая кукушка / исследование миграций кукушек России через физические и экологические барьеры Африки и Центральной Азии	Зоологический институт РАН, Булюк В.Н., Марковец М.Ю., Институт биологических проблем Севера РАН, Ктиоров П.С. Куликова О.Я., Институт биологии КарНЦ РАН, Симонов С.А., Заповедник «Байкальский», Анисимов Ю.А., Заповедник «Хинганский», Антонов А.И., Институт проблем экологии и эволюции РАН, Бурский О.В	Томская обл., Сахалинская обл., Республика Бурятия, Амурская обл., Красноярский край
Серая цапля, болотный лунь, малый перепелятник / миграционные связи околводных и водоплавающих птиц Байкальского региона с территорией Юго-Восточной Азии	Иркутский государственный университет, Фефелов И.В.	Иркутская обл.
Сапсан / миграции сапсанов (<i>Falco peregrinus</i>) первого года жизни из тундровых районов Европейской части РФ и Западной Сибири	Институт экологии растений и животных РАН, Соколов А.А., Покровский И.Г.,	Ямало-Ненецкий АО; Ненецкая АО
Малый перепелятник, лесной дупель, большая горлица, пестрый дрозд / миграции птиц через горы и пустыни Центральной и Восточной Азии	Зоологический институт РАН, Марковец М.Ю., Заповедник «Байкальский» Анисимов А.Ю.	Республика Бурятия
Азиатский бекасовидный веретенник / изучение гнездового ареала, миграционных путей, мест остановок и районов зимовки азиатского бекасовидного веретенника (<i>Limnodromus semipalmatus</i>)	Институт биологических проблем криолитозоны СО РАН, Шемякин Е.В., Габышев В.Ю.	Республика Саха – Якутия
Кряква / миграции и районы зимовок водоплавающих Якутии	Институт биологических проблем криолитозоны СО РАН, Шемякин Е.В., Габышев В.Ю.	Республика Саха – Якутия
Зимняк / миграции и районы зимовок циркулярных видов на примере зимняка (<i>Buteo lagopus</i>)	Институт экологии растений и животных РАН, Покровский И.Г., Институт биологических проблем Севера РАН, Куликова О.Я.	Ненецкий АО, Чукотский АО
Ушастая сова / миграционные пути и зимовки сов Европейской части России	Московский педагогический госуниверситет, Шариков А.В.	Московская обл.
Речная крачка, травник / влияние изменений климата и антропогенной деятельности на миграционные пути и зимовки околводных птиц севера России	Нацпарк «Кенозерский», Брагин А.В., Институт географии РАН, Покровская И.В.	Архангельская обл.

Большой песочник / миграции и районы зимовок большого песочника	Институт биологических проблем Севера РАН, Кондратьев А.С., ВНИИ Экология Дорощев Д.С.	Камчатский край
Малый суслик, перевязка / локальные перемещения малого суслика – переносчика особо опасных инфекций	Ставропольский противочумный институт, Дубянский В.М.	Республика Дагестан
Сайгак / миграции европейской популяции сайгака	Институт проблем экологии и эволюции РАН, Рожнов В.В., Фернандес-Бланко Х.А., Ячменникова А.А.	Астраханская обл., Республика Калмыкия

В 2021 г. исследования миграций птиц с помощью тэгов «Икарус» были посвящены трем основным задачам:

- изучению пролетных путей, миграционных остановок и районов зимовки редких видов, внесенных в региональные и федеральную Красные книги (сапсан, степной большой кроншнеп, азиатский бекасовидный веретенник, дупель);
- выявлению видов птиц, потенциальных распространителей птичьего гриппа и других эпизоотий в азиатской части России (большая горлица, кулики, хищные птицы);
- влиянию природных (изменения климата, погода, географические барьеры) и антропогенных (трансформация ландшафтов человеком) факторов на фенологию миграций, изменение пролетных путей и мест зимовки, а также расселение птиц в XXI веке (черный дрозд, полярная крачка, хищные птицы, кукушки).

Изучение редких видов

Степной большой кроншнеп – обособленный узкоареальный подвид широко распространенного вида большого кроншнепа, распространение и численность которого демонстрирует негативный тренд в последние 20 лет. Современный гнездовой ареал *N.a. suschkini* известен в самых общих чертах, границы ареала этой формы не установлены, информация о районах зимовок весьма скудная, а районы миграционных остановок неизвестны. Численность низкая и продолжает сокращаться повсеместно в районах размножения. Причины сокращения ареала и численности подвида не установлены, лежат ли они в районах гнездования, на трассах пролета или на местах зимовок – неизвестно. Существует реальная угроза исчезновения этих птиц, если не предпринять эффективных мер по их сохранению. Подвид внесен в Красную книгу РФ. В мае 2021 г. в Саратовской и Оренбургской областях помечено тэгами «Икарус» 3 особи степного большого кроншнепа. Получена информация о сроках предмиграционных кочевок и миграции, миграционных трассах кроншнепов, местоположении миграционных остановок и их длительности, районах зимовок и конкретной локализации птиц в местообитаниях. Полученные данные использованы в последней версии Красной книги Российской Федерации [16].

Сапсан – это один из самых распространенных видов хищных птиц, его нет только в Новой Зеландии и Антарктиде. В то же время распространение сапсана не равномерно по ареалу, а численность в большинстве районов очень низкая. Местами он вообще исчез на гнездовье, что послужило основанием занести сапсана в Международную красную книгу и Красную книгу России [16]. Мечение молодых сапсанов проводили в июле-августе 2021 г. в Ненецком и в Ямало-Ненецком автономных округах. Оба района находились значительно севернее зоны приема сигнала тэгов, поэтому первые данные были получены через 2-2,5 месяца. Использование тэгов «Икарус» позволило определить точные сроки и пути миграции птиц из районов размножения на места зимовок, дало возможность локализовать места их остановки на путях миграции. Сведения спутникового слежения также пригодны для изучения размеров территорий, которые занимают птицы в разные периоды размножения в зависимости от типов местообитаний и фенологии видов жертв.

Азиатский бекасовидный веретенник – редкий вид, занесенный в Красную книгу России. Численность оценивается в 23 тыс. особей. Гнездится в лесостепной и степной зонах Азии и имеет фрагментированный и динамичный ареал. На территории Якутии начал гнездиться с 2019 г. [17]. До сих пор неизвестны пути пролета и районы зимовки якутской популяции этого редкого вида. Анализ данных, полученных о миграциях шести птиц с помощью тэгов «Икарус», показал, что траектория осеннего пролета проходит через Восточную Монголию и северо-западные районы Китая к побережью Желтого моря. Птицы находились в Китае около месяца и затем направились в разные районы на зимовку – во Вьетнам, Таиланд и Индонезию [18]. Индивидуальные данные о перемещениях птиц позволят разработать стратегию охраны и выявить наиболее важные районы обитания бекасовидного веретенника на территории России и за рубежом.

Дупель до середины XIX в. был обычным и даже многочисленным в Подмосковье. Но в течение XX в. численность дупеля катастрофически сократилась в основном из-за уничтожения его исконных мест гнездования – осушения и уничтожения болот, осушения и распашки лугов и т.п. В итоге с 1998 г. гнездовая популяция этого кулика в Московской области внесена в региональную Красную книгу. В 2021 г. с помощью передатчиков выявлены пути перелета дупелей на места зимовок и возможные угрозы, возникающие во время миграции птиц. Восемь из десяти окольцованных в этом сезоне в гнездовых районах северного Подмосковья дупелей улетели на зимовку в Африку. В начале марта 2022 г. все четыре птицы еще остаются в Замбии и Конго [19]. Данные о путях миграции дупелей к местам зимовок переданы для включения в Евразийско-Африканский онлайн-атлас миграций птиц (The Eurasian African Bird Migration Atlas).

Изучение путей распространения инфекций

Миграции птиц через горы и пустыни Восточной Азии до сих пор остаются слабо изученными. Использование тэгов «Икарус» позволило получить данные о маршрутах и сроках для нескольких видов птиц – дальних мигрантов, летящих из Восточной Сибири на зимовки в Юго-Восточную Азию и Австралию. Анализ миграционной стратегии малого перепелятника, лесного дупеля, азиат-

ского бекаса и большой горлицы, помеченных тэгами в Забайкалье [20, 21], показал, что перенос высокопатогенных штаммов гриппа этими видами птиц из Юго-Восточной Азии в Сибирь маловероятен, поскольку острая фаза заболевания несовместима с миграционными бросками на сотни километров, характерными для этих видов.

Влияние природных и антропогенных факторов на миграции птиц

Проект по изучению миграций полярных крачек, базируясь на информации, полученной по результатам кольцевания птиц, ставит целью выяснить детали пролетных путей и особенности их экологии, используя самые современные технологии. Район полевых работ находился на Онежском полуострове Белого моря, на широте 65,15 градусов, т.е. значительно севернее зоны связи с МКС. Птицы помечены тэгами Икарус в начале гнездового сезона, поэтому первая связь с МКС установлена во второй половине августа, в это время птицы уже мигрировали на юг и находились в центре Северной Атлантики. Были получены новые данные о миграционных путях этого вида: после гнездования на побережье Белого моря, вопреки всем предположениям, крачки не полетели на юг в направлении мест зимовок в Антарктике, а 2-3 недели обитали к северу от места размножения – у кромки льдов в Гренландском и Баренцевом морях [21]. Такое необычное направление первой части миграции, скорее всего, вызвано дефицитом корма в районе гнездования.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные тесты и полученные результаты исследований миграций животных и птиц с помощью НА «Икарус» подтвердили эффективность созданной на РС МКС системы. В процессе создания и эксплуатации системы продемонстрированы возможности использования РС МКС в качестве орбитальной научной лаборатории для отработки новых систем и технологий, что является одной из целей эксперимента «Ураган». Использование глобальной системы контроля за перемещением объектов позволяет решать важные научные и прикладные задачи. Большие возможности в выполнении исследований миграций животных и птиц дает одновременное использование всего комплекса научной аппаратуры «Ураган» на РС МКС [10], так как в этом случае возможно не только контролировать перемещение изучаемых объектов, но и попытаться выяснить причины, приводящие к изменению их миграций.

Данная технология может применяться также для прогнозирования опасных и катастрофических событий, таких как землетрясения, распространение различных заболеваний и т.д. [6, 15]. Она может также оказаться полезной для контроля опасных сходов ледников, оползней и т.п. [13, 14].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Вернадский В.И. Биосфера и ноосфера. М.: Айрис-пресс, 2004. 575 с.
- [2] Вернадский В.И. Химическое строение биосферы Земли и ее окружения. М.: Наука, 1987. 339 с.
- [3] Nowak, E., Berthold, P., Satellite Tracking: a New Method in Orientation Research, Orientation in Birds. Experientia Supplementum, 1991, vol. 60, pp. 307–321.
- [4] Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А. Технология изуче-

- ния перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на российском сегменте МКС // Космическая техника и технологии. 2015. №3. С. 38–51.
- [5] Беляев М.Ю., Вепплер Й., Викальски М., Волков О.Н., Мюллер У., Питц В., Соломина О.Н., Тертицкий Г.М. Отработка технологии контроля перемещения животных на Земле с помощью научной аппаратуры, установленной на РС МКС // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2020. С. 9–17.
- [6] Weppler, J., Belyaev, M.Y., Pitz, W., Wikelski, M., Tertiski, G., Savinkov V., Driebe, T., First Results from the German-Russian ICARUS System for Animal Tracking from ISS, 72nd International Astronautical Congress (IAC), Dubai, United Arab Emirates, 25–29 October 2021, IAC-21-B3.3.7.
- [7] Томкович П.С. Новая эра в изучении перелётов куликов Северной Евразии // Вопросы экологии, миграции охраны куликов Северной Евразии (Материалы 10-й юбилейной конференции Рабочей группы по куликам Северной Евразии). Иваново, 2016. С. 377–385.
- [8] Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. Машиностроение, 1984. 264 с.
- [9] Беляев М.Ю. От ракеты Р-7 и первого полета человека в космос до постоянной пилотируемой орбитальной станции // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №3 (114).
- [10] Беляев М.Ю. Научная аппаратура и методы изучения Земли в космическом эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3. С. 92–107.
- [11] Микрин Е.А., Беляев М.Ю. Отработка на МКС новых методов управления и аппаратуры для совершенствования космической техники и проведения экспериментов // Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАС-2018) 11-я Российская мультikonференция по проблемам управления. 2018. С. 9–18.
- [12] Беляев М.Ю. Проблемы управления при проведении экспериментов на Международной космической станции // Проблемы управления, обработки и передачи информации (УОПИ-2018). Сборник трудов VI Международной научной конференции, посвященной 85-летию Ю.А. Гагарина. 2019. С. 7–16.
- [13] Пат. 2763169 Российская федерация, МПКG01S 1/04 (2006.01) B64G 1/24 (2006.01). Способ контроля с орбитального космического аппарата движения потенциально опасного объекта, преимущественно ледника и оползня / М.Ю. Беляев, Д.Н. Рулев; заявитель и патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», опублик. 28.12.2021, Бюл. № 1.
- [14] Пат. 2764148 Российская федерация, МПКG01S 1/04 (2006.01) B64G 1/24 (2006.01). Способ мониторинга с орбитального космического аппарата движения объекта преимущественно смещающихся природных масс ледника и оползня / М.Ю. Беляев, Д.Н. Рулев; заявитель и патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», опублик. 13.01.2022, Бюл. № 2.
- [15] Wikelski, M., Mueller, U., Scocco, P., Catorci, A., Desinov, L.V., Belyaev, M.Y., Keim, D., Pohlmeier, W., Fechteler, G., Mai, M., Potential short-term earth quake forecasting by faranimal monitoring, Ethology, 2020, vol. 126(9), pp. 931–941, doi: 10.1111/eth.13078.
- [16] Красная книга Российской Федерации. Том «Животные». 2-ое издание. М.: ФГБУ «ВНИИ Экология», 2021. 1128 с.
- [17] Афанасьев М.А. Гнездование азиатского бекасovidного веретенника *Limnodromus semipalmatus* в окрестностях с. Сунтар (Сунтарский улус, Республика Саха (Якутия)) // Байкальский зоологический журнал. 2019. №2 (25). С. 111–112.
- [18] В Якутии из-за засухи в Центральной Азии стал гнездиться бекасovidный веретенник. [Электронный ресурс]. URL: <https://nauka.tass.ru/nauka/13579325> (дата обращения: 30.03.2022).
- [19] Новый этап изучения дупеля. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.craneland.ru/?p=16153> (дата обращения: 30.03.2022).
- [20] Птицы, МКС и пролетные пути. [Электронный ресурс]. URL: https://baikalzapovednik.ru/news_archive2021/tpost/lfnrem5xu1-ptitsi-mks-i-proletnie-puti https://baikalzapovednik.ru/news_archive2021/tpost/lfnrem5xu1-ptitsi-mks-i-proletnie-puti (дата обращения: 30.03.2022).
- [21] Jetz, W., Biological earth observation with animal sensors, Trends in Ecology & Evolution, April 2022, vol. 37, issue 4, pp. 293–298.

Глобально согласованное решение для одновременной локализации и отображения с использованием ключевых кадров в качестве априорной информации

Р.Р. Бикмаев

Управление навигационно-геодезических систем

МОУ «Институт инженерной физики»

Серпухов, Россия

naviserp5@iifmail.ru

Аннотация—В работе представлен алгоритм глобально согласованного решения для коррекции визуальной одометрии, которая строится на принципах одновременной локализации и отображения (SLAM). Его применение в автономном транспортном средстве позволяет корректировать нарастающую ошибку визуальной одометрии и сбоя сопровождения траектории за счет применения априорной информации в виде пар ключевых кадров с геодезической привязкой. Предложенный подход подтверждается экспериментальными данными.

Ключевые слова—визуальная одометрия, оптимизация, одновременная локализация и отображение, релокализация.

I. ВВЕДЕНИЕ

В автономных транспортных средствах использование визуальной одометрии на принципах одновременной локализации и отображения (SLAM) позволяет построить систему счисления пути с использованием камеры в качестве единственного датчика.

Основной проблемой в ее реализации остается нарастающая ошибка (дрейф) в зависимости от пройденного пути, а также сбоя сопровождения траектории из-за внезапных движений камеры, сильных окклюзий сцены или размытости движения в изображении.

В настоящее время для компенсации дрейфа широко применяется подход в виде повторного посещения автономного транспортного средства пройденного места (так называемое «замыкание петли»), а для восстановления сбоя сопровождения – релокализацию, которая заключается в нахождении местоположения мобильного объекта на построенной карте отображения [1].

Замыкание петли и релокализация остаются открытыми проблемами для одновременной локализации и отображения, особенно для навигации вне помещений с использованием геодезических координат, когда требуется глобально согласованное решение.

В работе предлагается новый подход для снижения дрейфа визуальной одометрии и сбоя сопровождения траектории двумя камерами. Он заключается:

- в применении распознавания места на основе внешнего вида с геодезической привязкой без традиционного замыкания петли с повторным посещением;
- в использовании для «замыкания петли» пары ключевых кадров в виде априорной информации, т.е. предварительно подготовленных данных на определенных точках маршрута с фиксацией

изображения по ходу движения с учетом базового расстояния и положения камер.

II. СУЩЕСТВУЮЩИЕ ПОДХОДЫ

Идея использования априорной информации для коррекции визуальной одометрии близка к подходу в [2], где для оценки глобального положения робота предлагалось использовать аэрофотоснимки и сопоставление измерений, полученных от лидара и колесной одометрии. Данные аэрофотоснимков извлекались путем распознавания контуров объектов с помощью камеры. Задача решалась в двумерной плоскости на основе оптимизации графа поз, для которого данные аэрофотоснимков являлись дополнительным ограничением и оценивались с применением фильтра частиц. По мнению авторов, включение априорной информации в виде аэрофотосъемок давала глобально согласованную оценку траектории без повторного посещения пройденного места. Представленное решение отличается от [2] тем, что в нем единственным навигационным датчиком является камера, для которой модели движения и наблюдения имеют шесть степеней свободы: три координаты и три угла ориентации. К тому же распознавание мест камерой при сопоставлении с изображением лучше масштабируются, чем методы сопоставления с аэрофотосъемкой [3].

Применение машинного обучения с использованием множества различных синтетических данных для получения вероятностного списка бинарных классификаторов из заранее подготовленных изображений позволило в подходе [4] получить систему релокализации, устойчивую к изменениям точки зрения. В представленном исследовании также используется машинное обучение для получения бинарного классификатора. Однако вместо метода фильтрации, используемого в подходах [2, 4], в работе применяется метод оптимизации с аппроксимацией первого порядка методом Левенберга–Марквардта после каждой итерации. В [5] показано, что подходы к визуальному SLAM, основанному на оптимизации, обеспечивают лучшую точность по сравнению с фильтрацией.

Предлагаемый способ коррекции по распознаванию места на основе внешнего вида основывается на подходе к релокализации в SLAM на основе ключевых кадров с применением «мешка слов» [1, 6]. Этот метод позволяет очень эффективно и быстро сопоставлять изображения [7]. В подходе на основе ключевых кадров при релокализации используется 3D-информация кадра-кандидата из первоначально посещенного места. В отличие от данного подхода в работе вместо кадра-кандидата используются кадры, сделанные другой камерой. Они называются

ключевыми из-за того, что добавляются в стек графа видимости при успешном распознавании места. Причем 3D-информация об ориентирах извлекается через триангуляцию пары ключевых кадров с известным между ними базовым расстоянием. Также в представленном решении метод «мешок слов» использует геодезическую привязку кадра-кандидата на релокализацию.

III. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

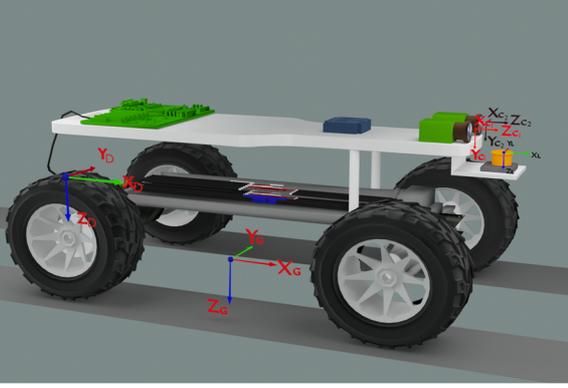


Рис. 1. Автономное транспортное средство с используемой системой координат

В предлагаемом подходе две камеры с ортогональными базами $OXC_1Y_C1Z_C1$ и $OXC_2Y_C2Z_C2$ образуют стереопару и жестко закреплены на транспортном средстве, которое движется в геодезической системе координат $OXC_GY_GZ_G$ как показано на рис. 1.

С левой и правой камеры поступает поток кадров I_k^L и I_k^R . Каждое изображение представляет собой числовую матрицу, кодирующую яркость и цвет, который не учитываем в исследовании. Соседние кадры коррелируют друг с другом. Для вычисления движения из уровней яркости пикселей на каждом кадре выделяем репрезентативные черты – особые точки p_i . Каждая точка в изображении задается координатами плоскости изображения – $[u_i v_i]$. Им в глобальной системе координат соответствуют трехмерные точки P_i с координатами $OXC_GY_GZ_G$ в глобальном базисе. Эти точки назовем ориентирами.

Отображение ориентира P на плоскость изображения левой и правой камеры связаны базовым расстоянием O_1O_2 , как показано на рис. 2. Левая камера считается основной. Для идеальных камер прямые линии O_1p_1 и O_2p_2 должны пересекаться в точке сцены P , которая является ориентиром, но из-за шумов они не пересекаются, создавая ошибку глубины δd .

Движение камеры в момент времени k описывается общей математической моделью:

$$x_k = f(x_{k-1}, u_k, w_k), \quad (1)$$

где u_k – входные команды, а w_k – шум.

Уравнению движения соответствует уравнение наблюдения, которое описывает процесс, когда камера

видит ориентир P_i в положении x_k и генерирует данные наблюдения $p_{k,i}$ с помощью функции $h(\bullet)$:

$$p_{k,i} = h(P_i, x_k, v_{k,i}), \quad (2)$$

где $v_{k,i}$ – шум в наблюдении.

Процесс оценки положения движущейся камеры определяется их двух основных уравнений:

$$\begin{cases} x_k = f(x_{k-1}, u_k) + w_k, \\ p_{k,j} = h(P_j, x_k) + v_{k,j}. \end{cases} \quad (3)$$

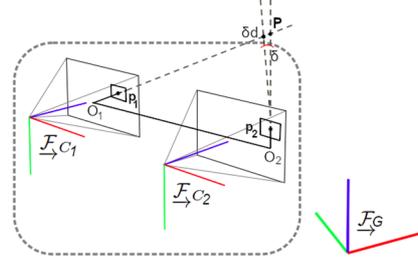


Рис. 2. Геометрия двух камер при триангуляции

Положение камеры – это переменная x_k , которая описывается через матрицу преобразования подобия

$$T_k \in SE(3) \text{ и } T_k = \begin{bmatrix} sR_k & t_k \\ 0^T & 1 \end{bmatrix}.$$

Уравнение наблюдения задается моделью камеры с точечной диафрагмой. Предполагая наблюдение за ориентиром P_i в положении x_k , которому соответствует положение пикселя на изображении $p_{k,i}$, уравнение наблюдения можно записать в виде

$$sp_{k,i} = K(R_k P_i + t_k), \quad (4)$$

где K – собственная матрица камеры, а s – коэффициент масштабирования. В этом выражении точки P_i представлены в однородных координатах.

Требуется разработать алгоритм оценки состояния движения мобильной системы через определение положения камеры x и отображения P_i в 3D-пространстве с учетом зашумленных данных p и u , в котором предусмотрено решение по коррекции нарастающей ошибки визуальной одометрии и сбоя сопровождения траектории камерой.

В качестве априорной информации для коррекции визуальной одометрии использовать парные кадры I_{cor}^L и I_{cor}^R . Они должны быть получены в определенных точках маршрута из камеры с известной матрицей внутренних параметров K и разрешением $w \times h$. Ориентация камеры должна быть определена по ходу движения, как на рис. 2.

Разработанный алгоритм визуальной одометрии с коррекцией требуется оценить с применением навигационных датчиков (системы счисления пути и лидара) с более высокой точностью.

IV. РЕШЕНИЕ

A. Особенности оценки методом оптимизации

Оценка движения автономного транспортного средства заключается в определении состояний x и P при условии, что входными данными перемещения камеры является u , а наблюдениями – p , т.е. все сводится к оценке условной плотности распределения $\rho(x, P | p, u)$ или апостериорной вероятности в уравнении Байеса.

Оценка апостериорной вероятности требует вычислений в многомерных пространствах состояний. Для ее структурирования используется допущения Маркова и допущения о статическом характере сцены. Тем самым становится возможным описать случайный процесс в виде ориентированного графа с использованием динамической байесовской сети, представленной на рис. 3, а. В исследовании используется альтернативное представление динамической байесовской сети, основанной на графах (рис. 3, б). В ней каждая вершина графа представляет положение мобильного объекта и измерение, полученное в этой позиции. Результаты наблюдения p и движения u представлены ребрами, которые являются пространственными ограничениями. Оно состоит из распределения вероятностей относительных преобразований между двумя вершинами. Поэтому навигационная система, построенная на основе графов, должна решать две задачи: построение графа из необработанных измерений (построение графа) и определение наиболее вероятной конфигурации положений с учетом ребер графа (оптимизация графа).

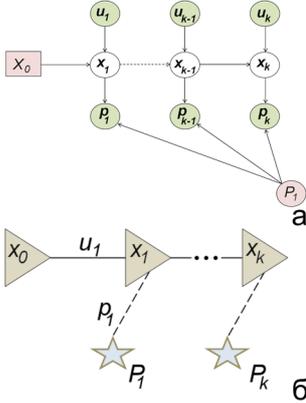


Рис. 3. Модели графа: а) динамическая байесовская сеть, б) граф положения

Для того чтобы оценка апостериорной вероятности не привела к комбинаторному взрыву сложности из-за того, что одно наблюдение p может связано с бесконечным числом вершин, допускаем, что на измерения влияет гауссовский шум и ассоциация данных известна. Тогда задача навигации на основе графа состоит в вычислении среднего значения гауссиана как конфигурации вершин, которая максимизирует вероятность наблюдений. Найти ее можно путем определения оптимальной точки, которая максимизирует апостериорное

распределение или, если не учитывать априорную вероятность, дает максимум правдоподобия:

$$(x, P)^* = \operatorname{argmax} \rho(p, u | x, P). \quad (5)$$

Уравнение (5) определяет при каком состоянии камеры наиболее вероятно получение данных, которые наблюдаются в текущее время. Если применить отрицательное логарифмирование к распределению условных вероятностей движения и наблюдения, задача максимизации превращается в задачу минимум отрицательного логарифма или задачу наименьших квадратов в следующей форме:

$$\min J(x, P) = \sum_k e_{u,k}^T R_k^{-1} e_{u,k} + \sum_k \sum_i e_{p,k,i}^T Q_{k,i}^{-1} e_{p,k,i}, \quad (6)$$

где $e_{u,k} = x_k - f(x_{k-1}, u_k)$ и $e_{p,k,i} = p_{k,i} - h(x_k, P_i)$ – ошибки между реальными и модельными данными, R_k^{-1} и $Q_{k,i}^{-1}$ – инверсии гауссовой ковариационной матрицы шумов или информационные матрицы движения и наблюдения.

Предположим, что координаты точки ориентиров равны $P_i = [X_i Y_i Z_i]^T$, а их проекционные пиксельные координаты равны $p_i = [u_i v_i]^T$. Из уравнения (4) отношение между местоположением 2D-пикселя и позицией ориентиров в 3D-пространстве следующее:

$$s_i \begin{bmatrix} u_i \\ v_i \\ 1 \end{bmatrix} = KT \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Из-за неизвестного местоположения камеры и шума точек наблюдения в уравнении есть невязка, которую суммируем по всем n ориентирам, строим задачу наименьших квадратов, а затем минимизируем ее, чтобы найти максимально возможное местоположение камеры:

$$T^* = \operatorname{argmin} \frac{1}{T} \sum_{i=0}^n \left\| p_i - \frac{1}{s_i} KTR_i \right\|_2^2. \quad (8)$$

В уравнение (8) разность наблюдаемого p_i и прогнозируемого положения T является ошибкой перепроецирования, имеющей 2 измерения, как показано на рис. 4. p_1 и p_2 являются проекциями ориентира P посредством сопоставления признаков при неизвестном местоположение камеры. Существует определенное расстояние между проекцией $P\hat{p}_2$ и наблюдаемой p_2 . Поэтому можно скорректировать положение камеры, чтобы уменьшить $p_2\hat{p}_2$. Задача уменьшения ошибки перепроецирования за счет оптимизации местоположения камеры и ориентиров называется уравнением пучка.

Построим задачу оптимизации, используя алгебру Ли, и решим ее с помощью алгоритма Левенберга–Марквардта. Для этого вычислим производную каждого

члена ошибки по переменной оптимизации, которая является линеаризацией:

$$\frac{\partial e}{\partial \delta \xi} = \begin{bmatrix} \frac{f_x}{Z'} & 0 & -\frac{f_x X'}{Z'^2} & -\frac{f_x X' Y'}{Z'^2} & f_x + \frac{f_x X'^2}{Z'^2} & -\frac{f_x Y'}{Z'} \\ 0 & \frac{f_y}{Z'} & -\frac{f_y Y'}{Z'^2} & -f_y & -\frac{f_y Y'^2}{Z'^2} & \frac{f_y X' Y'}{Z'^2} & \frac{f_y X'}{Z'} \end{bmatrix} \quad (15)$$

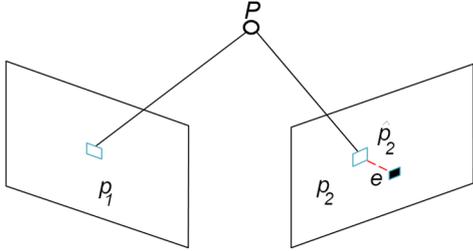


Рис. 4. Ошибка перепроецирования

$$e(x + \Delta x) \approx e(x) + J^T \Delta x, \quad (9)$$

где e – ошибка координат пикселя (2 степени свободы), x – положение камеры (6 степеней свободы), J^T – Якобиан 2×6 как показано в [8]. Для определения J^T используем модель возмущения для нахождения производной переменной положения камеры.

Координаты пространственной точки в кадре камеры определяем как $P' = (TR)_{1:3} = [X' Y' Z']^T$. Модель проекции камеры относительно P' будет следующей:

$$\begin{bmatrix} su \\ sv \\ s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Исключив s , имеем:

$$u = f_x \frac{X'}{Z'} + c_x, \quad v = f_y \frac{Y'}{Z'} + c_y. \quad (11)$$

Умножим T на возмущающую величину $\delta \xi$, где ξ является вектором алгебры Ли $se(3)$ и вычислим производную от замены e по количеству помех:

$$\frac{\partial e}{\partial \delta \xi} = \frac{\partial e}{\partial P'} \frac{\partial P'}{\partial \delta \xi}. \quad (12)$$

Используя уравнение (11), получим:

$$\frac{\partial e}{\partial P'} = - \begin{bmatrix} \frac{f_x}{Z'} & 0 & -\frac{f_x X'}{Z'^2} \\ 0 & \frac{f_y}{Z'} & -\frac{f_y Y'}{Z'^2} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Второй член является производной преобразованной точки по алгебре Ли:

$$\frac{\partial P'}{\partial \delta \xi} = [I, -P'^{\wedge}] \quad (14)$$

Умножив эти два элемента вместе, мы получим матрицу Якоби 2×6 .

Матрица Якоби описывает производную первого порядка ошибки перепроецирования по отношению к левой модели возмущения.

Для оптимизации пространственного положения ориентиров определим производную от e по пространственной точке P как

$$\frac{\partial e}{\partial P} = \frac{\partial e}{\partial P'} \frac{\partial P'}{\partial P} = - \begin{bmatrix} \frac{f_x}{Z'} & 0 & -\frac{f_x X'}{Z'^2} \\ 0 & \frac{f_y}{Z'} & -\frac{f_y Y'}{Z'^2} \end{bmatrix} R. \quad (16)$$

Полученные две матрицы Якоби (15), (16) уравнения камеры наблюдения относительно положения камеры и ориентиров обеспечивают направлений градиента при оптимизации и управления итерацией оптимизации.

В уравнении (9) ошибка перепроецирования относится только к одному положению и одному ориентиру, в целом задача заключается в оптимизации всех переменных вместе:

$$x = [T_1, \dots, T_m, p_1, \dots, p_n]^T. \quad (17)$$

Увеличив переменную оптимизации и объединив переменные положения камеры $x_c = [\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m]^T \in R^{6m}$, и ориентиров $x_p = [p_1, p_2, \dots, p_n]^T \in R^{3n}$, получим уравнение целевой функции:

$$\frac{1}{2} \|f(x + \Delta x)\|^2 = \frac{1}{2} \|e + F \Delta x_c + E \Delta x_p\|^2, \quad (18)$$

где $F_{ij} = \frac{\partial e}{\partial \delta \xi}$ – частная производная всей функции по

теперь до i -й позиции камеры, а $E_{ij} = \frac{\partial e}{\partial P}$ – частная производная функции до j -го ориентира.

Используем метод Левенберга–Марквардта для решения инкрементного линейного уравнения:

$$(H + \lambda D^T D) \Delta x_k = g, \quad (19)$$

где λ – множитель Лагранжа, а D – матрица коэффициентов для выбора доверительного интервала.

Общий алгоритм оценки методом оптимизации следующий.

1. Выбираем начальное значение x_0 и начальный радиус доверенной области μ .

2. Для k -й итерации решаем линейную задачу на основе метода Гаусса–Ньютона, дополненного доверительной областью:

$$\min_{\Delta x_k} \frac{1}{2} \left\| f(x_k) + J(x_k)^T \Delta x_k \right\|^2, s.t. \left\| D \Delta x_k \right\|^2 \leq \mu, \quad (20)$$

где μ – радиус, а D – матрица коэффициентов.

3. Вычисляем r , используя уравнение

$$r = \frac{f(x + \Delta x) - f(x)}{J(x)^T \Delta x}. \quad (21)$$

4. Если $r > \frac{3}{4}$, устанавливаем $\mu = 2\mu$.

5. В противном случае, если $r < \frac{1}{4}$, определяем $\mu = 0.5\mu$.

6. Если r больше заданного порога, устанавливаем $x_{k+1} = x_k + \Delta x_k$.

7. Возвращаемся к шагу 2, если не сходится, иначе возвращаем результат.

В. Особенности реализации визуальной одометрии

Для реализации алгоритма оптимизации определим систему визуальной одометрии, как представлено на рис. 5. Она состоит из четырех функциональных блоков: сопровождения, уравнивание пучка, отображения и релокализации.

Блок сопровождения извлекает особые точки (признаки) из левого кадра, анализирует оптический поток от предыдущего кадра к текущему кадру и оценивает положение камеры на основе результата оптического потока и уравнивания пучка.

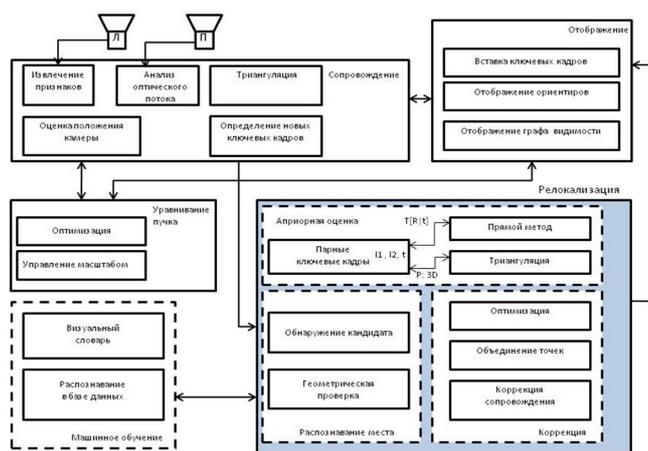


Рис. 5. Функциональная схема визуальной одометрии с коррекцией

Перед запуском оптические потоки между левой и правой камерой согласовываются методом триангуляции. Если количество отслеживаемых ориентиров больше порогового значения, текущий кадр устанавливается в качестве ключевого. С использованием триангуляции между левым и правым кадром создаются новые ориентиры для отображения. При возникновении сбоя сопровождения функциональный блок перезагружается.

Блок отображения вставляет новые ключевые кадры для вывода, отображает ориентиры и создает граф видимости в виде стека изображений, который оптимизируется в блоке уравнивания пучка.

Задача оптимизации графа видимости выполняется в блоке уравнивание пучка. Он получает обработанные ключевые кадры и ориентиры, оптимизирует их и возвращает результат. При этом контролируется масштаб задачи оптимизации в заданном диапазоне.

Блок релокализации извлекает признаки в кадре, поступающем с левой камеры. Затем дескрипторы признаков связываются с визуальным словарем для составления вектора набора слов для текущего кадра. Распознаватель местоположения будет искать кандидата ключевого кадра в базе данных, которая создавалась перед подготовкой маршрута. Если распознаватель мест находит кандидата ключевого кадра, из базы данных извлекается парный кадр. Прямым методом определяется ориентация изображения и методом триангуляции определяются координаты ориентиров. Далее производится геометрическая проверка соответствий точек 3D-3D. Далее оптимизируем граф положения, сформированный из текущей позы в положение ключевого кадра. После исправления графа положения объединяем дублирующие ориентиры и корректируем положение камеры, следуя подходу в [1].

Ввиду того что блоки сопровождения, отображения и уравнивания пучка используют методы, которые описаны в [7, 8, 9], в представленном исследовании более подробно рассматривается блок релокализации.

С. Релокализация на основе ключевых кадров

1) Распознавание кадров

Для коррекции представленной системы визуальной одометрии (рис. 4) используется распознавание места на основе внешнего вида. Ее суть заключается в поиске изображения I_w в словаре, который имел бы сходство S с кадром запроса I_k . Чтобы не сравнивать изображения по пикселям $S(I_k, I_w) = \|I_k - I_w\|$, используют так называемые «визуальные слова» для описания изображений [6].

Визуальное слово часто представляет собой «обобщенный» дескриптор признака v как среднее значение кластера сходных визуальных признаков. Тем самым можно описать изображение как набор визуальных слов, а затем объединить вхождения этих слов в гистограмму для каждого изображения. Сравнивая гистограммы изображений, можно вычислить схожесть изображений S , но если визуальные слова встречаются на каждом кадре, то гистограммы не очень информативны. Чтобы решить эту проблему, применяют подход повторного взвешивания TF-IDF (частота терминов – обратная частота документа), предложенный в [12]. Частота термина нормализует гистограммы до единичной длины, а частота обратного документа взвешивает отдельные измерения (слова) на основе их появления на всех изображениях.

Для измерения сходства между двумя векторами набора слов v_k и v_w вычисляется L_1 -оценка $S(v_k, v_w)$, значение которой лежит в $[0..1]$:

$$S(v_k, v_w) = 1 - \frac{1}{2} \left| \frac{v_k}{|v_w|} - \frac{v_w}{|v_k|} \right|. \quad (22)$$

2) Особенности обработки запроса к словарю

При обращении к словарю «мешка слов» получается список совпадающих кандидатов, связанных с оценками $S(v_k, v_{w_n})$. Разброс этих оценок сильно зависит от кадра запроса и распределения содержащихся в нем слов. Поэтому аппроксимируем ожидаемую $S(v_k, v_w)$ с использованием наилучшей оценки в виде сходства между запрашиваемым изображением и предыдущим в видеопотоке $S(v_k, v_{k-1})$ или априорное сходство. Для этого вводим, как это сделано в [6], нормализованную оценку η :

$$\eta(v_k, v_w) = \frac{S(v_k, v_w)}{S(v_k, v_{k-1})}. \quad (23)$$

Для зависимости (23) вводятся два пороговых значения: α – минимальная наилучшая оценка априорного сходства и β – минимальный порог оценки сходства, такие что $S(v_k, v_{k-1}) > \alpha$ и $\eta(v_k, v_w) > \beta$. α позволяет компенсировать ошибку при резких движениях, а β – улучшить ожидаемую оценку сходства и адаптироваться к разным средам.

3) Машинное обучение

Для создания словаря используется машинное обучение без учителя с применением метода кластеризации. В основе – алгоритм k -средних [14]. Для этой задачи дано целое число k категорий слов v и набор изображений с n количеством дескрипторов особых точек $x \in R^d$. Требуется выбрать k центров C так, чтобы минимизировать потенциальную функцию $\varphi = \sum_{x \in \chi} \min_{c \in C} \|x - c\|^2$.

Алгоритм k -средних включает следующие шаги.

1. Произвольно выбираются k начальных центров $C = c_1, \dots, c_k$ в зависимости от количества заданных категорий слов.

2. Для каждого $i \in 1, \dots, k$, задаем кластер C_i как множество точек в χ , которые ближе к c_i , чем к c_j , для всех $j \neq i$.

3. Для каждого $i \in 1, \dots, k$, обозначим c_i как центр масс всех точек в C_i : $c_i = \frac{1}{|C_i|} \sum_{x \in C_i} x$.

4. Шаги 2 и 3 повторяются до тех пор, пока C_i не перестанет изменяться.

Шаги 2 и 3 минимизируют φ , и алгоритм вносит локальные улучшения в произвольную кластеризацию.

Для оптимизации поиска (обеспечения поиска с логарифмической вычислительной сложностью – $O(\log n)$) распознаватель строится как kd – дерево с k ветвями и глубиной d , который может содержать kd слов.

4) Априорная оценка

Изображения I_{cor}^L и I_{cor}^R в точках коррекции имели разрешение $w \times h$, которое совпадало с оптическим датчиком, установленным на мобильной системе. В ходе машинного обучения, в котором использовались только левостороннее изображение I_{cor}^L , был получен распознаватель местоположения. Если после запроса из текущего кадра к словарю дескрипторов появлялись несколько кандидатов на коррекцию (релокализацию), то происходил их отсев по предполагаемому пройденному пути. Для оставшегося кандидата определялась пара из правого изображения и оценивалось положение кадра $T_{cor,w}$ прямым методом [17]. Для него оценка позиции камеры заключалась в определении оптимального значения матрицы преобразования $\min_T J(T) = \sum_{i=1}^N e_i^T e_i$, которая сводит к минимуму фотометрическую ошибку $e_i = I_1(p_{1,i}) - I_2(p_{2,i})$. Она представляет собой разницу в яркости пикселей в двух парных изображениях.

Для оценки положения ориентиров P_{cor} в кадрекандидате на коррекцию применялась триангуляция. Из матрицы преобразования T по известным R и t решается уравнение $s_2 P_2 = s_1 R P_1 + t$, где P_2 и P_1 – нормированные координаты двух особых точек на двух парных изображениях, а $s_1 s_2$ – глубины точек, которые требуется определить. В его решении применялось сингулярное разложение.

5) Геометрическая проверка

Для геометрической проверки проводилось вычисление преобразования подобия $Sim(3)$ ориентиров 3D-3D из системы координат текущего кадра I_k в базис кандидата на релокализацию I_{cor} :

$$S_{k,cor} = \begin{bmatrix} s_{k,cor} R_{k,cor} & t_{k,cor} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (24)$$

где s – масштабный коэффициент, $R \in SO(3)$ – матрица вращения, а $t \in R^3$ – вектор переноса.

Алгоритм RANSAC или метод оценки со случайными вставками с достаточным количеством соответствий 3D-3D использовался при определении преобразования подобия. На каждом шаге итерации вычисляются центроиды координат в системе координат I_k и центроидом координат I_{cor} для трех ориентиров, следуя подходу [15]. Наилучший масштаб вычисляется из соотношений центроидов:

$$S = \frac{\sum_{i=1}^i r_{r,i} R(r_{l,i})}{\sum_{i=1}^i \|r_{l,i}\|^2}, \quad (25)$$

где $r_{r,i}$ и $r_{l,i}$ – центроиды координат системы координат I_{cor} и I_k соответственно.

Подсчитывается количество соответствий, поддерживающих этот масштаб преобразования и проверяется ошибка перепроецирования 3D-точек на обоих изображениях. Соответствие считается включенным, если сумма ошибок повторного проецирования в текущем изображении и изображении – кандидате на релокализацию меньше порога.

Если RANSAC находит преобразование, поддерживаемое треть исходных соответствий, геометрическая проверка считается успешной.

б) Оптимизация релокализации

Уравнивание пучка оптимизирует ориентиры и ключевые кадры в процедуре отображения, но оценка текущего положения из-за накопленной ошибки будет неоптимальной. Поэтому требуется решение, оптимизирующее граф положения камеры, сформированный из текущего положения в позицию корректирующего кадра.

Для этого матрицу $T_{c,w}$ ближайшего ключевого кадра в графе видимости преобразуется в подобие $Sim(3)$ – $S_{c,w}$ с масштабом $s=1$ и вычисляется относительное преобразование $\Delta S_{c,cor}$ между текущим ключевым кадром и корректирующим ключевым кадром $S_{c,cor}$.

Определяется ошибка перепроецирования $e_{i,j}$ между положениями $S_{c,w}$ и $S_{c,cor}$ относительно ограничения $\Delta S_{c,cor}$ в касательном пространстве $sim(3)$ и в минимальном представлении следующим выражением:

$$e_{i,j} = (\log_{Sim(3)}(\Delta S_{c,cor} \cdot S_{c,cor} \cdot S_{c,w}^{-1}))_{sim(3)}, \quad (26)$$

где $\log_{Sim(3)} : Sim(3) \rightarrow sim(3)$ отображается из представления преобразование в касательное пространство, а $(\cdot)_{sim(3)} : sim(3) \rightarrow R^7$ – оператор, отображающий из касательного пространства в минимальное представление как в [16].

Для распределения ошибки по графу видимости оптимизируется положение камеры через функцию потерь, которая определяется следующим образом:

$$x^2 = \sum_{i,j} e_{i,j}^T \Lambda_{i,j} e_{i,j}, \quad (27)$$

где $\Lambda_{i,j}$ – информационная матрица $e_{i,j}$. Корректирующий ключевой кадр включается в оптимизацию, которая использует метод Левенберга–Марквардта.

Для каждого ориентира P_j выбирается исходный ключевой кадр $T_{i,w}$ и сопоставляется ориентир с использованием оптимизированного $S_{i,w}^{cor}$ следующим образом:

$$P_j^{cor} = (S_{i,w}^{cor})^{-1} \cdot T_{i,w} \cdot P_j, \quad (28)$$

Далее скорректированное преобразование подобия $S_{i,w}^{cor}$ переводим обратно в трехмерные преобразования твердого тела $T_{c,w}^{cor}$:

$$T_{c,w}^{cor} = \begin{bmatrix} R & \frac{1}{s}t \\ 0 & s & 1 \end{bmatrix}. \quad (29)$$

7) Объединение ориентиров

Ориентиры P_k , полученные в текущем кадре $T_{k,w}$, и точки P_{cor} , определенные в корректируемом кадре $T_{cor,w}$, будут дублироваться. Для объединения выполняем ассоциацию данных методом ближайшего соседа. Для этого проецируем ориентиры из $T_{cor,w}$ в $T_{k,w}$ и стираем все точки, которые находятся на расстоянии ниже допустимого.

8) Коррекция положения

Определим относительное преобразование из текущей позиции камеры $T_{k,w}$ в ожидаемое корректируемое положение распознанного ключевого кадра $T_{cor,w}$ как

$$\Delta T_{k,cor} = T_{k,w} \cdot T_{cor,w} = \begin{bmatrix} R_{k,cor} & t_{k,cor} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (30)$$

Из-за неоднозначности масштаба соотнесем перенос $\Delta T_{k,cor}$ с масштабным коэффициентом $s_{cor,l}$ из преобразования подобия, вычисленного по (24):

$$\Delta T_{k,cor}^{cor} = \begin{bmatrix} R_{k,cor} & \frac{1}{s_{cor,l}} t_{k,cor} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (31)$$

Для коррекции текущего положения камеры применим $\Delta T_{k,cor}^{cor}$ к ожидаемому корректируемому положению распознанного ключевого кадра $T_{cor,w}$ для восстановления положения камеры:

$$T_{cor,w}^{cor} = \Delta T_{k,cor}^{cor} \cdot T_{k,w}. \quad (32)$$

Кадр со скорректированным положением и объединенными ориентирами считаем текущим и используем для дальнейшей оценки положения камеры в процедуре сопровождения.

V. ОЦЕНКА

Оценка решения вычислялась как среднеквадратическое отклонение в алгебре Ли для каждого местоположения между оцененной T_{est} траекторией и опорной T_{gt} , которая измерялась системой счисления пути. Для подтверждения ее истинности производилась калибровка с использованием 2D-лидара путем решения следующей задачи: на мерном участке методом наименьших квадратов Гаусса–Ньютона определялась невязка $e_i(x) = u_i^* - (x_i y_i \theta_i) \cdot u_i$, где $x = (x, y, \theta)^T$ – вектор состояния, u_i^* – измерения лидара по итеративному алго-

ритму ближайших точек, u_i – измерения системой считывания пути, i – количество наблюдений.

Среднеквадратическое отклонение траектории вычислялась по следующей формуле:

$$\sigma_{error} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left\| \log(T_{gt,i}^{-1} T_{est})^\vee \right\|_2^2}. \quad (33)$$

VI. ЭКСПЕРИМЕНТ

В ходе эксперимента определялись среднеквадратические отклонения траектории визуальной одометрии без коррекции и с коррекцией с резким изменением сцены. Для этого использовался маршрут движения с двумя типами поворота: на угол $\frac{\pi}{2}$ и 2π . На первом протяжении составляла 13 м, на втором – 25 м.

Предварительно на маршруте было определено четыре точки коррекции, на которых с помощью другой камеры были получены по 10 пар изображения.

Из полученных 80 изображений для кластеризации использовались только левосторонние кадры. Из них признаки извлекали с применением алгоритма ORB [18].

В процессе машинного обучения получили визуальный словарь, используя библиотеку DBoW3 для C++ [19]. Параметры полученного распознавателя приведены в табл. 1.

ТАБЛИЦА I. ПАРАМЕТРЫ РАСПОЗНАВАТЕЛЯ

Параметры ORB	Параметры DBoW3
Количество признаков: 1200	Уровни словарного дерева: 6
Уровни масштаба: 8	Кластеры/уровни словаря: 10
Фактор уровня: 1.2	Коэффициент ближайшего соседа: 0.6

Для натуральных испытаний применялось роботизированное автономное транспортное средство, на котором установлены стереокамера Intel Realsense, лидар 2D HOKUYO, инерциальный модуль, колесный энкодер и контроллер с многоядерным процессором. В программной реализации алгоритма визуальной одометрии использовались параметры, указанные в табл. 2.

ТАБЛИЦА II. ПАРАМЕТРЫ ВИЗУАЛЬНОЙ ОДОМЕТРИИ

Тип параметра	Значение
Извлечение признаков	ORB
Количество признаков	1000
Анализ оптического потока	Разреженный метод Лукаса–Канаде
Метод оптимизации	Алгоритм Левенберга–Марквардта

В ходе проездов по маршруту с поворотом на $\frac{\pi}{2}$ использовалась единственная точка коррекции, а с поворотом на 2π – 4 точки.

В точках компенсации ошибки система координат камеры не изменялась, как показано на рис. 6. Следовательно, пространственное представление априорной информация совпадала с системой координат оптического датчика мобильной системы.

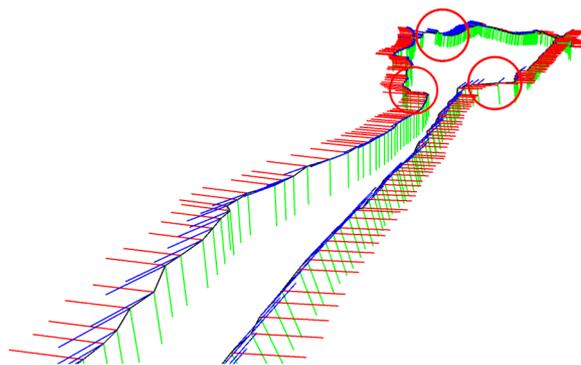


Рис. 6. Точки коррекции с поворотом на 2π на этапе построения графа (отмечены кругами)

При отображении данных использовалась оценка положения камеры в ходе построения графа и в ходе оптимизации в пределах графа видимости, которые на рис. 7 представлены в виде ключевых кадров.

Сравнительные графики траекторий на разных режимах тестирования приведены на рис. 8 и рис. 9. Результаты экспериментов указаны в табл. 3.

ТАБЛИЦА III. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА

Режим тестирования	СКО, м
С поворотом на 1.57 рад.	0.489
С поворотом на 1.57 рад. и коррекцией в одной точке	0.318
С поворотом на 1.57 рад. оптимизированная	0.294
С поворотом на 1.57 рад. оптим. и корр. в одной точке	0.219
С поворотом на 6.28 рад.	0.547
С поворотом на 6.28 рад. и коррекцией в четырех точках	0.087
С поворотом на 6.28 рад. оптимизированная	0.347
С поворотом на 6.28 рад. оптим. и корр. в четырех точках	0.047

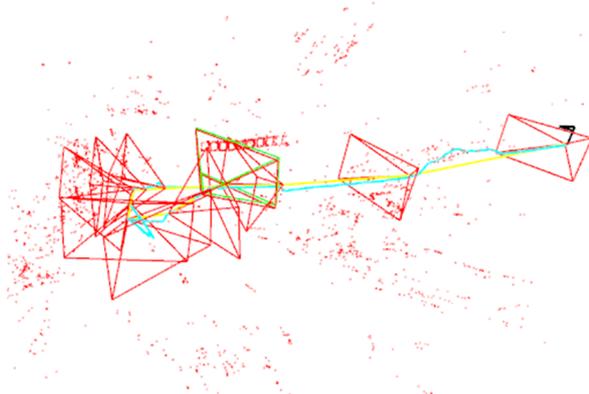


Рис. 7. Кадр с выделенными признаками и отображение траектории на маршруте с поворотом на 2π . Линия синего цвета – траектория из оценки местоположения на этапе построения графа, линия желтого цвета – оптимизированная траектория из оценки графа видимости

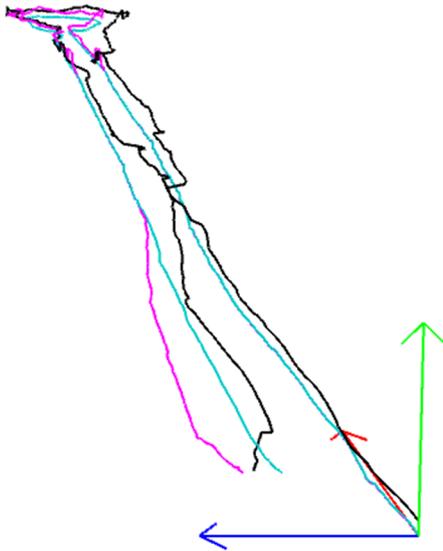


Рис. 8. Сравнение траекторий с поворотом на 2π на этапе построения графа. Синяя линия – опорная траектория, черная линия – без коррекции, красная линия – с коррекцией

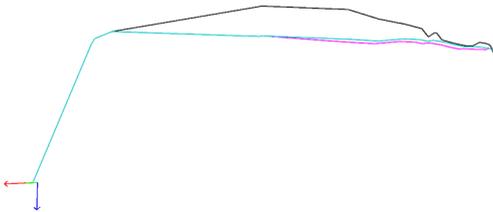


Рис. 9. Сравнение траекторий с поворотом на $\frac{\pi}{2}$ на этапе оптимизации графа. Синяя линия – опорная траектория, черная линия – без коррекции, красная линия – с коррекцией

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из результатов эксперимента следует:

- при использовании графа видимости для оптимизации среднеквадратическое отклонение снижается по сравнению с оценкой в ходе построения графа с 0.489 до 0.294 при повороте $\frac{\pi}{2}$ и с 0.547 до 0.247 метров при повороте 2π ;
- в местах с резким изменением угла поворота ошибка оценки местоположения увеличивается. Коррекция в этих зонах сглаживает выбросы, связанные с ошибками определения масштаба и параллакса, вызванного вращением. При этом среднеквадратическое отклонение снижается на порядок – с 0.247 до 0.047 м;
- увеличение точек коррекции уменьшает среднеквадратическое отклонение с 0.219 до 0.047 м;

- наличие точек коррекции в местах с резким изменением угла поворота позволяет компенсировать сбой отслеживания траектории.

Результаты эксперимента доказывают, что предложенный подход позволяет корректировать нарастающую ошибку визуальной одометрии, а также компенсировать сбой сопровождения траектории после резкого изменения угла поворота.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Mur-Artal, R. and Tardos, J.D., Fast relocalisation and loop closing in keyframe-based SLAM, 2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2014, pp. 846–853.
- [2] Kummerle, R., Steder, B., Dornhege, C., Kleiner, A., Grisetti, G., and Burgard, W., Large Scale Graph-based SLAM using Aerial Images as Prior Information, Autonomous Robots, 2009, vol. 30, pp. 25–39.
- [3] Williams, B., Cummins, M., Neira, J., Newman, P., Reid, I., and Tardos, J.D., A comparison of loop closing techniques in monocular SLAM, Robotics and Autonomous Systems, 2009, vol. 57, no. 12, pp. 1188–1197.
- [4] Williams, B., Klein, G., and Reid, I., Automatic relocalization and loop closing for real-time monocular SLAM, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2011, vol. 33, no. 9, pp. 1699–1712.
- [5] Strasdat, H., Montiel, J.M.M., and Davison, A.J., Realtime monocular SLAM: Why filter?, IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2010.
- [6] Galvez-Lopez, D. and Tardos, J.D., Bags of binary words for fast place recognition in image sequences, IEEE Transactions on Robotics, 2012, vol. 28, no. 5, pp. 1188–1197.
- [7] Rosten, E. and Drummond, T., Machine learning for high-speed corner detection, IEEE European Conference on Computer Vision (ECCV), 2006.
- [8] Grisetti, G., Kummerle, R., Stachniss, C., and Burgard, W., A Tutorial on Graph-Based SLAM, IEEE Intelligent Transportation Systems Magazine, 2010, vol. 2, no. 4, pp. 31–43.
- [9] Mur-Artal, R., Montiel, J., and Tardos, J.D., Orb-slam: a versatile and accurate monocular slam system, arXiv preprint arXiv:1502.00956, 2015.
- [10] Mur-Artal, R. and Tardos, J.D., ORB-SLAM2: an Open-Source SLAM System for Monocular, Stereo and RGB-D Cameras, IEEE Transactions on Robotics, 2017, vol. 33, no. 5, pp. 1255–1262.
- [11] Campos, C., Elvira, R., Rodriguez, J.J., Montiel, J.M., and Tardos, J.D., ORB-SLAM3: An Accurate Open-Source Library for Visual, Visual-Inertial and Multi-Map SLAM, IEEE Transactions on Robotics, 2021, vol. 37(6), pp. 1874–1890.
- [12] Sivic, J. and Zisserman, A., Video Google: A text retrieval approach to object matching in videos, IEEE International Conference on Computer Vision, 2003, vol. 2, pp. 1470–1477.
- [13] Cadena, C., Galvez-Lopez, D., Tardos, J.D., and Neira, J., Robust place recognition with stereo sequences, IEEE Transactions on Robotics, 2012, vol. 28, no. 4, p.(to appear).
- [14] Arthur, D. and Vassilvitskii, S., K-means++: The advantages of careful seeding, Proceedings of the eighteenth annual ACM-SIAM symposium on Discrete algorithms, 2007, pp. 1027–1035. Society for Industrial and Applied Mathematics.
- [15] Horn, B.K.P., Closed-form solution of absolute orientation using unit quaternions, Journal of the Optical Society of America A, 1987, vol. 4, no. 4, pp. 629–642.
- [16] Strasdat, H., Local Accuracy and Global Consistency for Efficient Visual SLAM, Ph.D. dissertation, Imperial College, London, 2012.
- [17] Engel, J., Koltun, V., and Cremers, D., Direct sparse odometry, arXiv preprint arXiv:1607.02565, 2016.
- [18] Rublee, E., Rabaud, V., Konolige, K., and Bradski, G., ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF, International Conference on Computer Vision, 2011, pp. 2564–2571.
- [19] DBow3, Электронный ресурс: <https://github.com/rmsalinas/DBow3>

Первичная обработка биофизических сигналов электросейсмокардиоблока

М.Е. Рулев
ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ»,
Мытищинский филиал МГТУ им.
Н.Э. Баумана
Москва, Россия
e-mail: maxxim98@yandex.ru

В.М. Ачильдиев
ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ»,
Мытищинский филиал МГТУ им.
Н.Э. Баумана
Москва, Россия
email: glmnems@geo-nv.com

Ю.К. Грузевич
ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ»,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
e-mail: yukg@mail.ru

Н.А. Бедро
ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ»,
Москва, Россия
e-mail: job_nick@mail.ru

Аннотация—Статья посвящена разработке способов первичной обработки биофизических сигналов для неинвазивной диагностики заболеваний человека на основе электросейсмокардиоблока. Предложена методика оценки и обработки электрических и механических сигналов сердца во временной области. Рассмотрен способ обработки кардиосигналов по фазовому портрету по Такенсу. Дана оценка возможности проведения диагностики по респираторным циклам.

Ключевые слова—МЭМС-датчики, электрокардиография, сейсмокардиография, гиросейсмокардиография, фазовый портрет.

I. ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день неинвазивные методы диагностики заболеваний внутренних органов человека широко используются в медицинской практике. Сердце, импульсы от которого различного биофизического происхождения представляют огромный интерес для исследований, по праву считается главным органом человека. Поэтому важно иметь максимально полную информацию о его состоянии и функционировании. Это будет способствовать своевременному выявлению и лечению многих заболеваний, в том числе паталогических.

Наибольшее распространение среди методов регистрации и обработки кардиосигналов получила электрокардиография (ЭКГ). На ее основе В.М. Успенский [1] выдвинул теорию информационной функции сердца, суть которой заключается в анализе вариальности (изменчивости во времени) ЭКГ-сигналов. Предложенная теория была практически реализована в диагностической системе «Скринфакс», выявляющей более 30 заболеваний на любой стадии их развития. Позже изобретен электрокардиоблок (ЭКБ) высокого разрешения [2], на основе которого разработан дистанционный диагностический комплекс (ДДК), благодаря которому стало возможно проводить обследования большой группы пациентов одновременно и осуществлять диагностику дистанционно [3].

Поскольку сердце является источником не только электрических импульсов, но и механических, то помимо ЭКГ-сигналов возможна регистрация сейсмо- и гиросейсмокардиосигналов (СКГ и ГКГ соответственно). Для этого был разработан сейсмокардиоблок (СКБ) на основе микромеханических датчиков [4]. В ходе исследований было установлено [5], что сигналы, идентифицируемые СКБ,

содержат больше информации о состоянии организма вследствие многообразия сердечных физиологических процессов механической природы.

Таким образом, совместная первичная обработка ЭКГ-, СКГ- и ГКГ-сигналов позволит существенно увеличить достоверность диагностики по методу В.М. Успенского, а также осуществлять комплексный анализ функционального состояния организма.

II. ОБОРУДОВАНИЕ И МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

Для регистрации биофизических сигналов (ЭКГ, СКГ и ГКГ) использовался электросейсмокардиоблок (ЭСКБ) [6], состоящий из ЭКБ высокого разрешения и СКБ. ЭКБ высокого разрешения включает в себя 4 электрода, которые соединены с 24-разрядным аналого-цифровым преобразователем и микроконтроллером. СКБ, также соединенный с микроконтроллером, состоит из трехосных МЭМС-гироскопа и акселерометра [7]. Микроконтроллер обеспечивает синхронизацию данных и высокую частоту передачи информации по каналам ЭКГ, СКГ и ГКГ. В устройстве дополнительно используются прецизионные вторичные источники питания и малощумящие операционные усилители. Таким образом, благодаря ЭСКБ возможно осуществлять синхронную регистрацию биофизических сигналов с частотой 1000 Гц с полосой пропускания от 0 до 500 Гц, что требуется для осуществления информационного анализа кардиосигналов [1].

Оборудование для измерения кардиосигналов представлено на рис. 1



Рис. 1. Оборудование для измерения кардиосигналов

Электроды от ЭСКБ согласно методу Эйнтховена [8] закрепляются на конечностях – руках и ногах, образуя 3 отведения (см. рис. 1). Четвертый электрод, крепящийся на правую ногу, используется в качестве заземления и на рис. 1 не показан. СКБ плотно фиксируется на груди пациента так, что ось X направлена к левой руке, ось Y – к голове, ось Z – перпендикулярно вверх (правая система координат).

Измерение кардиосигналов проводится в положении лежа на спине. Исследуемый должен лежать в спокойном состоянии, не разговаривать и не двигаться, соблюдать равномерное дыхание. Процедура регистрации кардиосигналов занимает от 8 до 10 минут в зависимости от частоты сердечных сокращений – до получения 600 кардиоциклов в соответствии с применяемым методом [1].

ЭСКБ по USB-интерфейсу передает информацию персональному компьютеру, с помощью которого, используя программу сбора данных, данные записываются в текстовый файл. Далее обработка полученных данных производится посредством программного обеспечения, реализованного в средах Python и MATLAB.

III. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Разработанный ЭСКБ позволяет осуществлять регистрацию ЭКГ по 3 отведениям, а СКГ и ГКГ по 3 проекциям – на оси X, Y и Z приборной системы координат. Однако, в работе [9] показано, что рациональнее всего использовать по одному кардиосигналу каждого типа, а именно ЭКГ₂ (2 отведение ЭКГ), СКГ_Z (проекция СКГ на ось Z) и ГКГ_Y (проекция ГКГ на ось Y).

Важным этапом в методе информационного анализа электрокардиосигналов [1] является первичная (предварительная) обработка данных, включающая вычисление значений и приращений следующих параметров: амплитуды QRS-комплекса R_n , интервалов между соседними R-пиками (пульс) T_n и «фазового угла» $\alpha_n = \arctg(R_n / T_n)$. После этого производится расчет варибельности параметров ЭКГ-сигналов. Следовательно, для сигналов СКГ и ГКГ стоит задача найти и определить численные значения аналогичных параметров, характеризующих варибельность кардиосигналов.

Если ЭКГ-сигнал является относительно простым, а конфигурация электрокардиоцикла в целом одинакова у разных людей, то сигналы СКГ и ГКГ меняются существенно – даже в течение одного измерения. При этом оценка варибельности параметров R_n , T_n , α_n не учитывает изменение сигнала внутри кардиоцикла. В связи с чем предложено заменить параметр α_n на площадь S_n , заключенную под кривой кардиоцикла.

Нормированные параметры кардиосигналов, проиллюстрированные на рис. 2, рассчитываются по следующим выражениям:

$$R_{norm}^j = \frac{x_{max}^j - x_{min}^j}{D_R} = \frac{R_n^j}{D_R},$$

$$S_{norm}^j = \sum_{i=1}^{k_j-1} \frac{1}{D_R} \left(\frac{x_i + x_{i+1}}{2} - x_{min}^j \right),$$

где k_j – количество отсчетов в j -м кардиоцикле, x_i [мВ, г, °/с] – измеренные значения кардиосигналов ЭКГ, СКГ и ГКГ соответственно, D_R – номинальные диапазоны кар-

диосигналов, рассчитанные экспериментально по результатам многочисленных измерений [9]:

$$D_R^{ЭКГ} = 2,5 \text{ мВ};$$

$$D_R^{СКГ} = 0,075 \text{ г};$$

$$D_R^{ГКГ} = 5 \text{ °/с}.$$

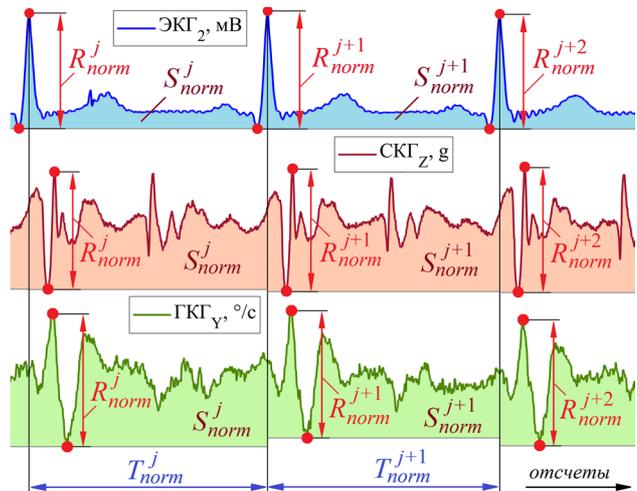


Рис. 2. Параметры R_{norm} , S_{norm} , T_{norm} для ЭКГ, СКГ, ГКГ

Значения параметра T_{norm} численно равняются количеству отсчетов в каждом кардиоцикле, что эквивалентно его продолжительности в миллисекундах.

Спецификой применения СКГ и ГКГ при обработке биофизических сигналов является необходимость учета и минимизации погрешностей МЭМС-датчиков. Различают систематические и случайные погрешности [10]. Значения систематической погрешности в текущем запуске, в частности смещение нуля и погрешности масштабного коэффициента, остаются постоянными и полностью исключаются при расчете приращений вычисленных параметров электросейсмокардиосигналов. Случайная погрешность смещения нуля, проявляемая в основном в виде теплового механического шума, принимает минимальные значения. Влияние нелинейности масштабного коэффициента и чувствительности к градиентам температуры уменьшают за счет алгоритмической компенсации [11]. Чувствительность к изменению температуры дополнительно минимизирована применением компаунда внутри корпуса СКБ [9].

Одним из способов оценки варибельности рассчитанных параметров является использование коэффициента вариации CV согласно формуле [12]

$$CV(p) = \sigma(p) / M(p) \cdot 100\%,$$

где p – массив параметров, вычисленных для каждого кардиоцикла, $\sigma(p)$ – среднеквадратическое отклонение параметра p , $M(p)$ – математическое ожидание параметра p .

На рис. 3 представлены гистограммы значений CV исследуемых параметров для трех пациентов.

Из представленных гистограмм на рис. 3 можно сделать следующие выводы. Во-первых, у ЭКГ-сигналов параметр R_{norm} имеет низкие значения CV . При этом величины $CV(R_{norm})$ у СКГ и ГКГ в разы больше, чем по ЭКГ. Во-вторых, как правило, параметр S_{norm} обладает наибольшей варибельностью по сравнению с другими параметрами. В-третьих, все три параметра по ЭКГ

имеют наименьшие значения CV , но в ЭКГ содержится меньше погрешностей из-за отсутствия в сигнале механических микроколебаний, ускорений и прочих воздействий. Наконец, величина CV параметра T_{norm} одинакова у всех кардиосигналов и не столь значительна в сравнении с S_{norm} . Однако исключать из обработки параметр T_{norm} не следует, поскольку он является базовым показателем во всех используемых методах диагностики. Все это подтверждает, что совокупный анализ электро-, сейсмо- и гирокардиосигналов по предлагаемым параметрам позволит существенно расширить имеющиеся перечни выявляемых заболеваний.

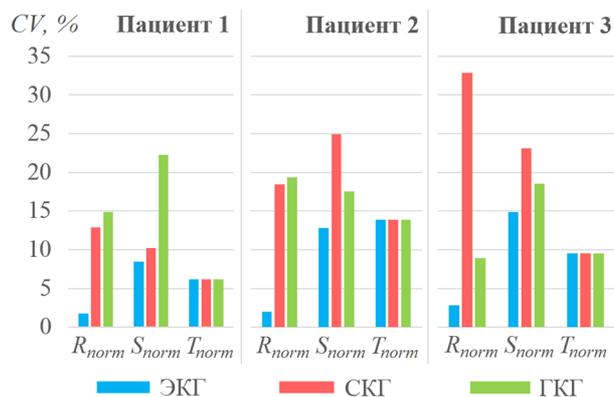


Рис. 3. Гистограммы коэффициентов вариаций

Альтернативным вариантом первичной обработки биофизических сигналов может стать анализ параметров кардиоциклов по фазовым портретам по Такенсу, при котором на фазовой плоскости откладывается зависимость векторов задержек, сдвинутых друг относительно друга на один отчет [13]. В этом случае возможны два подхода:

- построение всех точек внутри каждого кардиоцикла (см. подробно в работе [5]);
- отображение функциональной зависимости изменения временных интервалов кардиоциклов.

Оба метода примечательны тем, что не требуют проводить операции нормирования.

Недостатком первого подхода является трудность вычислений каких-либо параметров фигуры, которая геометрически выглядит довольно запутанной. Попытки применить различные методы обработки к столь сложной фигуре на сегодняшний день не дали положительного результата.

При втором подходе точки располагаются на плоскости в определенной области, которую просто аппроксимировать методом наименьших квадратов. Затем необходимо выбрать ряд параметров получившейся области, обладающих наибольшей вариабельностью. Очевидно, что чем значительнее отличаются такие параметры при исследованиях на разных пациентах, тем проще судить о наличии или отсутствии определенных отклонений и заболеваний.

Экспериментальным путем установлено, что точки занимают на плоскости область, наиболее близкую к эллипсу. В связи с этим в рассмотрении находились такие параметры эллипса, как большая (a) и малая (b) полуоси, эллиптичность (k), периметр (P) и площадь (S).

Также исследовалось его положение на фазовой плоскости через угол наклона α , координаты центра (X_0, Y_0), а также минимальные (X_{min} и Y_{min}) и максимальные (X_{max} и Y_{max}) значения. Результаты вычисления вариабельности перечисленных параметров даны в табл. 1.

ТАБЛИЦА I. ПАРАМЕТРЫ АППРОКСИМИРУЮЩИХ ЭЛЛИПСОВ

Параметр	Пациенты					CV, %
	1	2	3	4	5	
a	180,34	32,38	179,80	49,27	34,71	81,48
b	64,07	11,28	75,29	19,52	32,57	68,89
k	0,3553	0,3485	0,4188	0,3354	0,9385	53,97
P	811,81	145,29	835,28	226,32	211,42	77,58
$S \cdot 10^3$	36,276	1,147	42,505	3,0207	3,550	117,37
α	44,99	45,01	45,00	45,03	45,15	0,14
X_0	848,28	675,61	794,95	901,64	820,78	10,39
Y_0	848,30	675,64	795,00	901,70	820,85	10,39
X_{max}	983,61	699,85	932,76	939,10	854,44	12,68
X_{min}	712,98	651,37	657,14	864,20	787,13	12,35
Y_{max}	983,63	699,89	932,83	939,19	854,52	12,68
Y_{min}	713,01	651,39	657,17	864,22	787,19	12,35

Анализ представленных данных показывает, что наиболее изменчивыми параметрами являются периметр, большая полуось и площадь. Причем, как и в случае с обработкой кардиосигналов во временной области, площадь имеет максимальные показатели вариабельности. Выбранные параметры продемонстрированы на рис. 4.

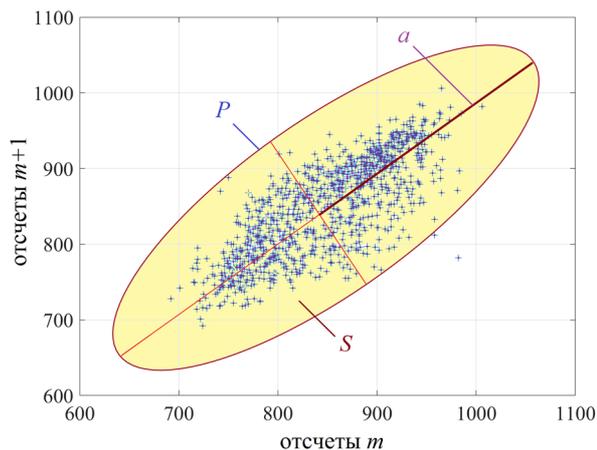


Рис. 4. Аппроксимирующий эллипс

Таким образом, используя набор параметров a , P и S , на основе обработанных данных можно реализовать диагностику заболеваний на основе метода Успенского на базе фазового портрета по Такенсу. Недостаток описанного способа – погрешность аппроксимации, появляющаяся при реализации метода наименьших квадратов.

СКГ и ГКГ-сигналы содержат в себе не только кардиоциклы, но и респираторные (дыхательные) циклы. Как известно, частота сердечных сокращений напрямую коррелирует с частотой дыхания. В этой связи существует высокая вероятность, что определенная вариабельность дыхания также может свидетельствовать о наличии того или иного заболевания.

Для идентификации и сравнительного анализа респираторных циклов были построены автокорреляционные функции. На рис. 5 приведен пример нормированных автокорреляционных функций для сигналов СКГ и ГКГ по осям X и Y, на котором отчетливо прослеживаются респираторные циклы в виде гармонического процесса.

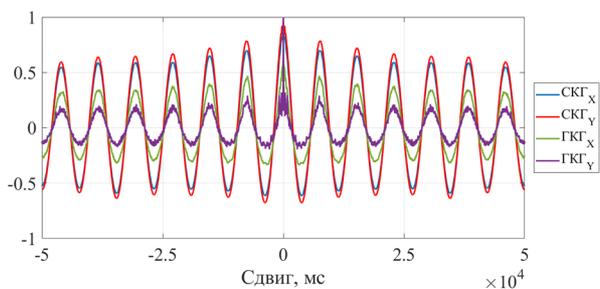


Рис. 5. Идентификация респираторных циклов по автокорреляционной функции

Согласно теории, ЭКГ содержит дыхательную огибающую, обусловленную попеременными разрядами нейронов дыхательного центра в продолговатом мозге [1]. Однако, как показали первые исследования, по сравнению с механическими кардиосигналами респираторная волна в ЭКГ-сигнале является маловыраженной. Также не удалось отчетливо идентифицировать дыхательные волны на СКГ и ГКГ по оси Z. В причинах их отсутствия стоит подробно разобраться и провести дополнительные исследования. Однако обработка респираторных циклов аналогично кардиосигналам вполне осуществима, а в качестве показателей можно использовать, к примеру, частоты вдоха/выдоха и соответствующие амплитуды. Очевидно, что работы в этом направлении будут продолжены.

IV. Выводы

Неинвазивная диагностика заболеваний внутренних органов человека по ЭКГ-сигналам на базе информационной функции сердца применима к механическим кардиоимпульсам – СКГ и ГКГ. На основе разработанного ЭСКБ доступна синхронная регистрация ЭКГ, СКГ и ГКГ. Совместная первичная обработка кардиосигналов позволяет получить максимально полную информацию о физиологических процессах в организме, которая необходима для достоверной диагностики.

Проведенный анализ кардиосигналов во временной области показал, что наиболее подходящими параметрами для оценки variability кардиосигналов являются нормированная амплитуда R_{norm} , площадь S_{norm} и период T_{norm} .

Аналогичные исследования временных интервалов кардиосигналов на основе фазового портрета по Такенсу выявили, что большая полуось a , периметр P и площадь S аппроксимирующего эллипса обладают наибольшей variability и, следовательно, могут использоваться как альтернатива методу анализа биофизических сигналов во временной области.

Респираторные циклы также обладают определенной информативностью и, скорее всего, несут дополнительные сведения о функциональном состоянии организма.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Успенский В.М. Информационная функция сердца. Теория и практика диагностики заболеваний внутренних органов методом информационного анализа электрокардиосигналов / под ред. В.Б. Симоненко. 2-е дополненное изд. М.: «ПЛАНЕТА», 2016. 296 с.
- [2] Грузевич Ю.К., Успенский В.М., Ачильдиев В.М. Электрокардиоблоки высокого разрешения для скрининг-индикации заболеваний внутренних органов человека // Информационные и телекоммуникационные технологии, 2019. № 40. С. 39–46.
- [3] Ачильдиев В.М., Балдин А.В., Бедро Н.А., Грузевич Ю.К., Жук Д.М., Комарова М.Н., Грызлова Л.В., Роднова И.А., Солдатенков В.А., Успенский В.А., Шабаетов И.Г. Дистанционный комплекс для анализа электрокардиосигналов. Пат. № 2698980 РФ, заявитель и патентообладатель ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ», ООО «АРК Системс», 2019. Бюл. № 25.
- [4] Ачильдиев В.М., Басараб М.А., Бедро Н.А., Солдатенков В.А., Евсеева Ю.Н., Грузевич Ю.К., Коннова Н.С., Левкович А.Д. Сейсмокардиоблок на основе микромеханических датчиков // Сборник трудов юбилейной XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2018. С. 185–194.
- [5] Ачильдиев В.М., Бедро Н.А., Успенский В.М., Комарова М.Н., Грузевич Ю.К., Рулев М.Е., Евсеева Ю.Н. Гирокардиоблок для неинвазивной диагностики заболеваний человека. // Сборник материалов XXVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2020, С. 176–183.
- [6] Солдатенков В.А., Ачильдиев В.М., Грузевич Ю.К., Левкович А.Д., Бедро Н.А., Комарова М.Н., Евсеева Ю.Н., Басараб М.А., Коннова Н.С., Успенский В.М. Электросейсмокардиоблок для неинвазивной диагностики заболеваний человека // Сборник трудов XXVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2019 г. С. 233–236.
- [7] Солдатенков В.А., Грузевич Ю.К., Ачильдиев В.М., Бедро Н.А., Евсеева Ю.Н., Басараб М.А., Коннова Н.С. Сейсмокардиоблок и способ измерения сейсмокардиоцикла. Пат. № 2679296 РФ, заявитель и патентообладатель ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ», 2019. Бюл. № 4.
- [8] Мурашко В.В., Струтынский А.В. Электрокардиография. М.: Медицина, 1991. 288 с.
- [9] Ачильдиев В.М., Грузевич Ю.К., Солдатенков В.А., Бедро Н.А., Евсеева Ю.Н., Комарова М.Н., Рулев М.Е., Успенский В.М. Электросейсмогирокардиоблок для скрининга заболеваний человека // Сборник докладов Международного форума «Микроэлектроника-2020». М: ТЕХНОСФЕРА, «Наноиндустрия», 2020. № S5-2. Т. 13. С. 583–593.
- [10] Матвеев В.В. Инерциальные навигационные системы: Учебное пособие. Изд-во ТулГУ, 2012. 199 с.
- [11] Солдатенков В.А., Грузевич Ю.К., Ачильдиев В.М., Есаков В.А., Бедро Н.А., Комарова М.Н., Левкович А.Д. Некоторые особенности идентификации погрешностей микромеханических акселерометров в составе датчика микровибрации и сейсмокардиоблока. М: ТЕХНОСФЕРА, «Наноиндустрия», 2019. № S-89. С. 569–576.
- [12] Баевский Р.М., Черникова А.Г. Анализ variability сердечного ритма: физиологические основы и основные методы проведения. *Cardiometry*, 2017. С. 66–76.
- [13] Takens, F., Detecting strange attractors in turbulence. *Dynamical Systems and Turbulence. Lecture Notes in Mathematics*, edited by D.A. Rand L.S. Young, Heidelberg: Springer-Verlag, 1981, pp. 366–381.

Формирование инерциальных кинематических параметров для имитационного моделирования наземных навигационных систем, корректируемых по геопространственным данным

А.В. Шолохов

Управление навигационно-геодезических систем,
АНО «Институт инженерной физики»
Серпухов, Россия
e-mail sholav@mail.ru

С.Б. Беркович

Управление навигационно-геодезических систем,
АНО «Институт инженерной физики»
Серпухов, Россия
e-mail naviserp5@iifmail.ru

Н.И. Котов

Управление навигационно-геодезических систем,
АНО «Институт инженерной физики»
Серпухов, Россия
e-mail naviserp5@iifmail.ru

Аннотация—Предложено решение задачи формирования кинематических параметров, измеряемых навигационными датчиками (координаты, линейные скорости и ускорения, углы ориентации и угловые скорости) для имитационного моделирования навигационной системы наземного объекта, движущегося по заданной пространственной траектории. Траектория объекта предварительно представляется аналитически с помощью ортогональных полиномов или ступенчатых функций, после чего решается обратная задача динамики. Рассматриваются условия достижения соответствия заданного маршрута наземного объекта и траектории, получаемой по алгоритмам счисления.

Ключевые слова—инерциальная навигационная система, имитационное моделирование, измеряемые кинематические параметры, обратная задача динамики, наземный объект.

1. ВВЕДЕНИЕ

Одним из удобных подходов к оценке и повышению качества функционирования наземных навигационных систем (ННС) является имитационное моделирование. Его проведение предусматривает задание первичных кинематических параметров (ПКП), доступных для измерений датчиками (линейные ускорения и скорости, углы ориентации, угловые скорости и др.). Состав ПКП определяется алгоритмом идеального функционирования ННС и набором датчиков [1–5]. Значения кинематических параметров должны точно соответствовать заданной траектории, учитывая тот факт, что наземные объекты почти всегда движутся по заранее известным маршрутам, например автомобильным дорогам [6]. Дополнительно часто необходимо учитывать непостоянство линейной скорости объекта, рельеф местности, реже – аномалию силы тяжести и отклонения отвесной линии [7, 8]. В случае привлечения информации от внешних источников, таких как спутниковые навигационные системы (СНС), средства технического зрения, требуется синхронизация всех навигационных параметров и внешних данных этих источников. В этих условиях для имитационного моделирования необходимо располагать как «идеальными» значениями ПКП, так и их значениями, содержащими измерительные погрешности, которые соответствуют заданным характеристикам точности отдельных датчи-

ков и ННС в целом. Наконец, формируемые ПКП должны позволять моделировать работу ННС как на этапе начальной настройки, так и на этапе определения навигационных параметров движущегося наземного объекта.

Решение указанной обратной задачи динамики предложено ниже: для заданной траектории движения объекта по земной поверхности необходимо сформировать параметры, доступные для измерения навигационными датчиками. Рассмотрены особенности решения этой задачи для двух вариантов задания траектории наземного объекта: с помощью координат и высот, измеренных СНС, и по данным цифровой топографической карты (ЦТК). Приведены примеры формирования имитационных измерительных данных траектории наземного объекта для платформенной и бесплатформенной инерциальных навигационных систем (БИНС), а также системы курсоодометрического типа. Материал представляет интерес, прежде всего, специалистам-практикам в предметной области навигационных систем наземных объектов.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ФОРМИРОВАНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ И ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ЕЁ РЕШЕНИЯ

Исходными данными являются координаты x_i , y_i и высоты h_i в пространственной прямоугольной системе координат, определенные в N точках траектории наземного объекта. В случае задания траектории по ЦТК число точек N на несколько порядков меньше по сравнению с СНС, вследствие чего необходимы дополнительные предположения о характере движения наземного объекта. Между точками предполагается прямолинейное движение, а в окрестности i -й точки ЦТК – движение по сектору окружности заданного радиуса R . Объект движется из начальной ($i=1$) в конечную ($i=N$) точку траектории со скоростью V . Для простоты примем равным нулю крен (угол поворота относительно вектора линейной скорости), принимая во внимание, что объект является наземным.

К исходным данным задачи необходимо отнести и сам алгоритм ННС, если методическая погрешность инерциального счисления координат не должна превы-

шать 1 м за час. При этом требуется учитывать период дискретности, разрядность выходных данных навигационных датчиков, тип процедуры выработки параметров ориентации, включая нормирование соответствующих матриц, параметры эллипсоида, наличие канала высоты и другие особенности конкретного алгоритма ННС [1–5]. Здесь используем для определенности «классический» алгоритм БИНС [1].

Задача состоит в нахождении доступных для измерений датчиками БИНС в моменты времени t_k (такты ННС) значений ускорений W_x, W_y, W_z и угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ по осям связанной с БИНС системы координат. Для ННС курсоодометрического типа необходимы значения углов курса α и продольного наклона θ объекта.

Решение задачи включает три основных этапа, рассмотренных ниже более детально. На первом этапе траектория наземного объекта математически представляется аналитическими функциями пройденного пути. Их последующее дифференцирование обеспечивает простоту получения значений искомым навигационных параметров и синхронизацию с данными, поступающими от внешних корректоров. Эта задача решена с использованием классических ортогональных полиномов либо функций специального вида, в зависимости от доступных исходных данных траектории (СНС или ЦТК). На втором этапе формируются линейные и угловые кинематические параметры в инерциальной системе координат. Окончательно, на третьем этапе, рассчитываются доступные для измерений ПКП с учетом движения объекта по вращающейся Земле и особенностей алгоритма ННС.

III. АНАЛИТИЧЕСКОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ НАЗЕМНОГО ОБЪЕКТА

A. Формирование аналитических зависимостей координат СНС от пройденного пути на основе ортогональных полиномов

Темп выдачи данных СНС на 2-3 порядка меньше частоты работы алгоритмов численного навигационных параметров. В связи с этим возникает необходимость интерполирования значений координат СНС в моменты времени, соответствующие тактам работы ННС. Также интерполирование позволяет учесть характер погрешностей координат СНС, которые содержат высокочастотную составляющую. Ее статистические характеристики у реальных измерений координат СНС таковы, что практически невозможно в дальнейшем вычислять с требуемой точностью первую и вторую производные – составляющие скорости и ускорения наземного объекта, а также параметры ориентации. Это определяет необходимость сглаживания измеренных координат СНС с помощью полиномов, что представляет собой наиболее простое и эффективное на наш взгляд решение задачи интерполирования.

Для аналитической зависимости координаты $x(s)$ от пройденного пути s коэффициенты K_x полинома заданной степени n находятся взвешенным методом наименьших квадратов:

$$K_x = (A^T Q A)^{-1} A^T Q X, \quad (1)$$

где A – матрица, в j -й строке которой содержатся значения полиномов степеней $0..n$ в i -й момент времени; Q – диагональная матрица весов, рассчитываемая по весовой функции выбранного вида полиномов; X – вектор, содержащий значения координат СНС x_i . Аналитические зависимости $y(s)$ и $h(s)$ формируются аналогично, в результате чего траектория объекта однозначно задается параметрическим способом [9] в инерциальной системе координат.

Вид полиномов (ортогональных Чебышёва 1-го рода, Чебышёва 2-го рода, Лежандра, степенных функций или сплайнов) не сказывается существенно на качестве решения задачи (показателем качества здесь является совокупная измерительная невязка координат СНС) [8]. Для определенности далее используются ортогональные полиномы Чебышёва первого рода $C_j(s) = \cos(j \cdot \arccos(s))$ с соответствующей весовой функцией для расчета матрицы Q . Согласование протяженности траектории объекта и интервала существования системы ортогональных полиномов $[-1, +1]$ выполняется по формуле $s = \frac{2}{S} s_i - 1$.

Возможности формирования аналитических зависимостей $x(s)$, $y(s)$ и $h(s)$ на основе полиномов сильно ограничены из-за резких (ступенчатых, скачкообразных) изменений ПКП. Они объективно вызваны изменениями направления движения наземного объекта – поворотами на автомобильной дороге, перемежающимися с длительными почти прямолинейными участками. В этих условиях достижение требуемой точности искомым ПКП может потребовать значительного увеличения числа n членов ряда. Как следствие, существенно возрастают вычислительные затраты как на этапе нахождения коэффициентов разложения согласно (1), так и на последующем этапе вычисления значений линейных и угловых кинематических параметров. На практике данный подход целесообразно использовать для формирования ПКП траекторий протяженностью до 10 км и не имеющих резких поворотов или перепадов высот.

B. Аппроксимация углов ориентации объекта на основе дельта-функций по координатам точек ЦТК

Второй подход к формированию ПКП основан на аппроксимации линейных и угловых параметров движения объекта с помощью дельта-функций, постоянных при любых значениях аргумента s , кроме заданного отрезка. Примерами таких функций могут служить: дельта-функция Дирака, функция ошибок или интеграл вероятностей, функции арктангенса, гиперболического тангенса th и др. [11].

Существо аппроксимации рассмотрим на простом примере, когда два прямолинейных отрезка ЦТК с общей точкой имеют различную ориентацию. Обозначим координаты и высоты начальной, общей и конечной точек двух отрезков, соответственно: $X_1, Y_1, H_1; X_2, Y_2, H_2$ и X_3, Y_3, H_3 .

В общей точке изменяется как угол α азимутальной ориентации, так и продольный наклон θ объекта. Скачкообразное изменение этих углов не согласуется с физической движением реального наземного объекта, поэтому допустим, что его траектория может не проходить через общую точку, а радиус поворота R должен быть намного меньше длины кратчайшего из двух отрезков. Угол α в

произвольной точке «плавной» траектории определим как функцию пройденного пути s :

$$\alpha(s) = \alpha_0 + \frac{\Delta\alpha}{2} \left(1 + th \frac{s - s_\alpha}{0,5R} \right), \quad (2)$$

где α_0 – дирекционный угол направления с начальной точки на общую, $\Delta\alpha$ – изменение дирекционного угла в общей точке, s_α – значение пройденного пути s в середине поворота. Аналогично определяется и ориентация по углу θ продольного наклона объекта

$$\theta(s) = \theta_0 + \frac{\Delta\theta}{2} \left(1 + th \frac{s - s_\theta}{0,5R} \right).$$

Согласно принципу счисления координаты концов отрезков связаны с углами следующими выражениями:

$$\begin{aligned} X_3 - X_1 &= \int_0^S \cos \alpha(s) \cos \theta(s) ds, \\ Y_3 - Y_1 &= \int_0^S \sin \alpha(s) \cos \theta(s) ds, \\ H_3 - H_1 &= \int_0^S \sin \theta(s) ds. \end{aligned} \quad (3)$$

В системе уравнений (3) неизвестными параметрами являются s_α , s_θ и S , которые могут быть легко найдены одним из известных методов решения нелинейных уравнений [9, 11] с начальными приближениями – длинами отрезков. Если рассматривается движение объекта без учёта высоты, то $\theta = 0$ и последнее уравнение можно не принимать в расчёт.

Располагая значениями s_{ai} , $s_{\theta i}$, и S_i для всех i -х общих точек маршрута движения объекта (ломаной линии) из общего их числа $(N-2)$, можно записать зависимость курса и угла продольного наклона объекта от пройденного пути:

$$\begin{aligned} \alpha(s) &= \alpha_0 + \sum_{i=2}^{N-1} \frac{\Delta\alpha_i}{2} \left(1 + th \frac{s - s_{ai}}{0,5R} \right), \\ \theta(s) &= \theta_0 + \sum_{i=2}^{N-1} \frac{\Delta\theta_i}{2} \left(1 + th \frac{s - s_{\theta i}}{0,5R} \right). \end{aligned} \quad (4)$$

Сформированные таким образом аналитические функции являются основой для дальнейшего нахождения ПКП в инерциальной системе координат.

IV. ФОРМИРОВАНИЕ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

В случае использования ортогональных полиномов эта частная задача решается наиболее просто путем нахождения производных первого и второго порядков по пройденному пути s от аналитических зависимостей, рассмотренных выше. Дополнительно требуется согласование протяженности траектории и интервала существования системы ортогональных полиномов, для чего первая и вторая частные производные по аргументу полинома умножаются на $2/S$ и $4/S^2$ соответственно. Нахождение углов курса и продольного наклона основано на допущении, согласно которому ориентация объек-

та полностью определяется направлением его вектора скорости, ориентированного по касательной к траектории, и практически отсутствует боковое скольжение:

$$\alpha(s) = -tg \frac{V_y(s)}{V_x(s)}, \quad \theta(s) = tg \frac{V_z(s)}{\sqrt{V_x^2(s) + V_y^2(s)}}. \quad (5)$$

Угловые скорости находятся путем дифференцирования проекций углов на соответствующие оси связанной системы координат ННС (платформенной или БИНС).

При использовании дельта-функций (4) линейные ускорения объекта могут быть определены путем дифференцированием по пройденному пути s проекций линейной скорости объекта на соответствующие координатные оси. Например, для линейной скорости $V_h = v(t) \sin \theta(s(t))$ имеем:

$$a_h = \frac{d}{dt} V_h = -v(t)^2 \frac{d}{ds} \theta(s) \cos \theta(s) + \frac{dv(t)}{dt} \cos \theta(s). \quad (6)$$

Непостоянство линейной (продольной) скорости выражается дополнительным множителем $v(t) = ds/dt$ при нахождении всех частных производных.

V. ФОРМИРОВАНИЕ ПЕРВИЧНЫХ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ, ДОСТУПНЫХ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЙ НАВИГАЦИОННЫМИ ДАТЧИКАМИ

Доступные для измерений навигационными датчиками ПКП формируются путем введения поправок к кинематическим параметрам, рассчитанным в инерциальной системе координат (координатам x , y , h , соответствующим линейным скоростям V_x , V_y , V_h , и ускорениям a_x , a_y , a_h , угловым скоростям ω_x , ω_y , ω_h , рис. 1). Поправки включают составляющие вектора \bar{W}_C ускорения Кориолиса и относительного ускорения \bar{W}_V , вызванного линейной скоростью движения наземного объекта по эллипсоиду, ускорения силы тяжести $g(B)$, рассчитываемого по аргументу широты B .

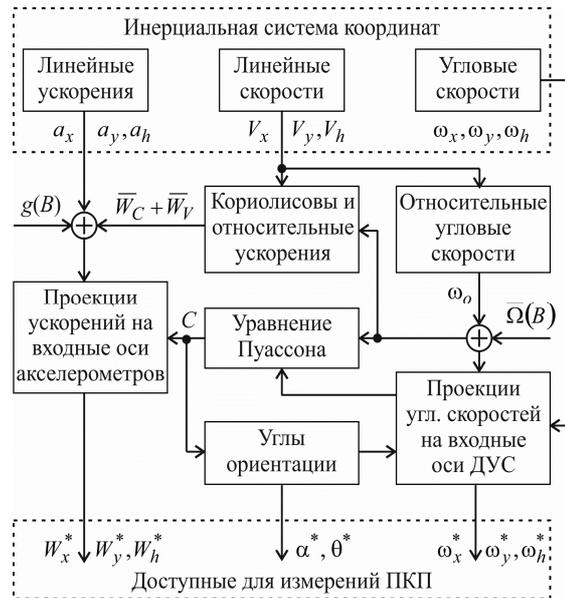


Рис. 1. Схема формирования ПКП, доступных для измерений датчиками ННС

Элементы матрицы направляющих косинусов C рассчитываются с помощью обобщенного уравнения Пуассона и процедуры коррекции нормы матрицы. Проекция вектора абсолютной угловой скорости, измеряемые датчиками (ДУС), находятся согласно формуле [1, 5]:

$$\begin{bmatrix} \omega_x^* \\ \omega_y^* \\ \omega_h^* \end{bmatrix} = C^T (\bar{\Omega}(B) + \omega_o) + A_\gamma A_\theta \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha} \\ 0 \end{bmatrix} + A_\gamma \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где $\bar{\Omega}(B) + \omega_o$ – вектор проекций абсолютной угловой скорости географического трехгранника на его оси с учетом линейной скорости объекта, A_γ и A_θ – матрицы направляющих косинусов, соответствующие углам крена (вращения) и продольного наклона (тангажа), $\dot{\alpha}$, $\dot{\theta}$ – угловые скорости курса и продольного наклона наземного объекта. Начальные условия в схеме вычисления ПКП, показанной на рис. 1, определяются по известным формулам начальной выставки ННС конкретного типа.

Числовые примеры формирования ПКП для имитационного моделирования процесса функционирования БИНС иллюстрируют следующие рисунки. На рис. 2 изображена траектория наземного объекта, сформированная по реальной ЦТК с учетом рельефа местности. На ней символом «+» отмечены точки ЦТК, использованные в качестве исходных данных. В укрупненном масштабе показана траектория БИНС в окрестности одной из таких точек.

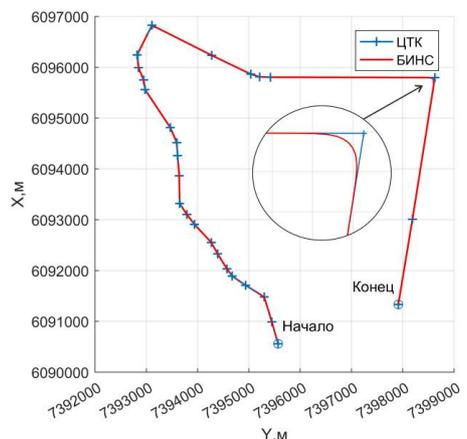


Рис. 2. Маршрут объекта в ЦТК и траектория, построенная с помощью алгоритма БИНС по ускорениям и угловым скоростям

Погрешности северной ΔB и восточной ΔL координат, вырабатываемых БИНС по сформированным значениям измерительных данных акселерометров и ДУС, представлены на рис. 3.

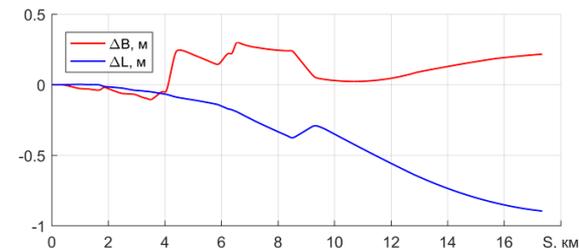


Рис. 3. Зависимость погрешностей координат от пройденного пути

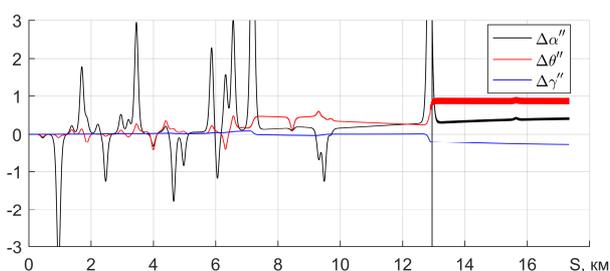


Рис. 4. Зависимость погрешностей углов курса, продольного наклона и крена от пройденного пути

Они возрастают с увеличением пройденного пути S , но не превышают 1 м в данном примере. На рис. 4 показаны зависимости погрешностей выработки углов курса $\Delta\alpha$, продольного наклона $\Delta\theta$ и крена $\Delta\gamma$ от пройденного пути. Примеры для других траекторий и исходных данных могут быть получены с помощью программы для ЭВМ [12].

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают благодарность Дмитрию Пазычеву, главному конструктору ООО «Интеграл», г. Москва, за плодотворную совместную работу по отладке программного обеспечения имитационного моделирования БИНС для наземного объекта.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2009. 280 с.
- [2] Ануцин О.Н., Емельянец Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / под общ. ред. чл.-кор. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2009. 357 с.
- [3] Броксмейер Ч.Ф. Системы инерциальной навигации / пер. с англ. под ред. С.С.Ривкина. Л.: Судостроение, 1967. 279 с.
- [4] Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. М.: Наука, 1966. 579 с.
- [5] Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1979. 296 с.
- [6] Шолохов А.В., Беркович С.Б., Бикмаев Р.Р., Котов Н.И. и др. Оценка эффективности использования геопространственных данных в задаче автономного определения координат наземной навигационной системой // Известия Института инженерной физики. 2021. №2(60). С. 2–9.
- [7] Емельянец Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А. Об использовании маневрирования для повышения точности корабельной автономной БИНС // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 37–53.
- [8] Пешехонов В.Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. Том 30. №1 (116). С. 3–11.
- [9] Бахвалов Н. С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы: учеб. пособие для физ.-мат. специальностей вузов / под общ. ред. Н.И. Тихонова. 2-е изд. М.: Физматлит, 2009. 345 с.
- [10] Дедус Ф.Ф., Махортых С.А., Устинин М.Н., Дедус А.Ф. Обобщенный спектрально-аналитический метод обработки информационных массивов. Задачи анализа изображений и распознавания образов / под общ. ред. д.т.н. Ф.Ф.Дедуса. М.: «Машиностроение», 1999. 377 с.
- [11] Корн Г. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Книга по Требованию, 2014. 832 с.
- [12] Шолохов А.В. Программа по формированию кинематических параметров для имитационного моделирования наземных навигационных систем. URL: <https://github.com/SholokhovAV/TerrainNavSampler> (дата обращения: 14.04.2022).

Геофизические инварианты и наблюдаемость интегрированных инерциальных навигационных систем

А.В. Чернодаров
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»,
Университет МАИ, Москва, Россия
e-mail: chernod@mail.ru

С.Е. Переляев
Институт проблем механики
им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Москва, Россия
e-mail: Pers2030@yandex.ru

А.П. Патрикеев
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»
Москва, Россия
e-mail: apatrikeev@naukasoft.ru

А.А. Полякова
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»,
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Москва, Россия
e-mail: apolyakova@naukasoft.ru

Аннотация—Рассматриваются геофизические инварианты и их применение для оценки ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). При начальной выставке такими инвариантами являются параметры, связанные с неподвижностью основания БИНС, а в режиме навигации – с проекциями вектора угловой скорости вращения Земли на оси инерциальной системы координат. При оценке ошибок с помощью обобщенного фильтра Калмана априорно известные инварианты сравниваются с их значениями, вычисленными в БИНС. Исследуется динамика изменения коэффициентов оцениваемости элементов вектора ошибок БИНС при наблюдении различных инвариантов. Для решения такой задачи используется процедура разложения матрицы наблюдаемости по сингулярным числам. Приводятся результаты экспериментальных исследований, полученных по зарегистрированным данным системы БИНС-500НС.

Ключевые слова—инерциальная навигационная система, оцениваемость ошибок, геофизические инварианты, наблюдения, обобщенный фильтр Калмана.

I. ВВЕДЕНИЕ

Для оценки ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) используется внешняя информация, формируемые на ее основе наблюдения и обобщенный фильтр Калмана (ОФК) [1]. При реализации такого подхода БИНС рассматривается как наблюдаемая динамическая система (ДС), которая описывается следующими уравнениями

- уравнение БИНС:

$$\dot{Y}_{\text{БИНС}}(t) = F[Y_{\text{БИНС}}(t)] + G(t)\xi(t); \quad (1)$$

- уравнение ошибок БИНС:

$$dx/dt = \dot{x}(t) = A(t)x(t) + G(t)\xi(t); \quad (2)$$

- сигналы наблюдений:

$$Z(t) = h[Y_{\text{БИНС}}(t)] - h[Y_{\text{ДВИ}}(t)]; \quad (3)$$

- модель сигналов наблюдений:

$$Z(t) = H(t)x(t) + \mathcal{G}(t), \quad (4)$$

где $Y(t)$ – вектор параметров движения; $Y_{\text{БИНС}}(t)$ – вектор параметров, формируемых БИНС; $x(t) = Y_{\text{БИНС}}(t) - Y(t)$ – вектор ошибок БИНС; $A(t) = \partial F[Y(t)]/\partial Y|_{Y(t)=Y_{\text{БИНС}}(t)}$ –

матрица коэффициентов, характеризующих динамику изменения ошибок БИНС; $\xi(t)$; $Q(t)$ – вектор возмущений в БИНС и его ковариационная матрица; $G(t)$ – матрица интенсивностей возмущений; $\mathcal{G}(t)$; $R(t)$ – вектор ошибок наблюдений и его ковариационная матрица;

$$H(t) = \partial h[Y(t)]/\partial Y|_{Y(t)=Y_{\text{БИНС}}(t)} \quad (5)$$

матрица связи сигналов наблюдений с вектором ошибок БИНС; ДВИ – датчики внешней по отношению к БИНС информации.

Традиционно для оценки ошибок БИНС используются ДВИ, работа которых основана на других физических принципах [2–5]. Недостатком таких подходов является зависимость БИНС от ДВИ, а также от их ошибок. В то же время функционирование БИНС тесно связано с геофизическими инвариантами, которые применяются, например, в геоинерциальных системах. В таких системах используется информация о рельефе земной поверхности [6], а также об аномалиях ускорения силы тяжести [7] и магнитного поля [8]. Однако указанные инварианты часто имеют нечеткий, размытый характер. В работе [9] предлагается расширить применение и модифицировать алгоритмы наблюдений на основе стабильных геофизических инвариантов. Такими инвариантами являются: при начальной выставке – параметры, связанные с неподвижностью основания БИНС, в режиме навигации – проекции вектора угловой скорости вращения Земли на оси инерциальной системы координат. При формировании наблюдений геофизических инвариантов представляет интерес задача определения динамики изменения коэффициентов оцениваемости [10] элементов вектора ошибок БИНС. Решение такой задачи позволяет согласовывать точностные и временные характеристики процедур оценивания с ресурсами процессорного модуля БИНС.

Цель работы – исследование оцениваемости ошибок БИНС по геоинерциальным наблюдениям.

Для достижения поставленной цели предлагается применить процедуру разложения матрицы наблюдения (5) по сингулярным числам [11]. Известно [10], что в таком разложении элементы диагональной матрицы соответствуют коэффициентам оцениваемости ошибок БИНС.

II. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ И НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИНВАРИАНТОВ

В режиме начальной выставки БИНС определяются начальные условия для интегрирования уравнений вида (1), (2). Геодезические координаты точки начальной выставки полагаются известными. Начальные значения углов ориентации могут быть определены методом аналитического гирокомпасирования (АГК) [9]. Такой метод реализуется по сигналам гироскопов и акселерометров, которые измеряют проекции вектора угловой скорости вращения Земли и ускорения силы тяжести на оси инерциального измерительного модуля (ИИМ). Уточнение углов ориентации после режима АГК, а также оценка инструментальных дрейфов чувствительных элементов может быть выполнена в режиме точной начальной выставки. Такой режим реализуется с использованием наблюдений геофизических инвариантов, ОФК и псевдосчисления параметров БИНС.

Типовыми являются инварианты, связанные с неподвижным основанием БИНС, а именно: неизменные координаты точки начальной выставки (ТНВ) и нулевые относительные скорости

$$Z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{БИНС}}^T - [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{ТНВ}}^T, \quad (6)$$

$$Z_{\Delta V(i)} = [\Delta V_\xi \Delta V_\eta \Delta V_\zeta]^T = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{V}(\tau) d\tau, \quad (7)$$

$$\text{где } \dot{V} = C_3^T \bar{a} + \bar{g} - 2\bar{\Omega} \times \bar{V} - \bar{\omega} \times \bar{V} - \quad (8)$$

основное уравнение инерциальной навигации;

$\bar{a} = [a_x a_y a_z]^T$ – вектор сигналов акселерометров;

$\bar{g} = \bar{g}_{\text{гп}} - \bar{\Omega} \times (\bar{\Omega} \times \bar{R})$ – вектор ускорения силы тяжести;

$g = \|\bar{g}\|_2$; $\bar{g}_{\text{гп}} = [g_\xi g_\eta g_\zeta]_{\text{гп}}^T$ – вектор гравитационного ускорения;

$\bar{\Omega} = [\Omega_\xi \Omega_\eta \Omega_\zeta]^T$ – вектор угловой скорости вращения Земли; $\Omega = \|\bar{\Omega}\|_2$;

$\bar{R} = [0 \ 0 \ R]^T$ – радиус-вектор местоположения ИИМ; (\times) – оператор векторного произведения;

C_3 – матрица направляющих косинусов, характеризующая угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат $oxyz$ относительно опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ для всеширотного алгоритма счисления координат [2]; φ, λ – геодезические широта и долгота;

h_i – высота относительно земного эллипсоида.

В работе [9], кроме того, предлагается дополнительно формировать наблюдения, связанные с неизменностью проекций вектора угловой скорости вращения Земли на оси инерциальной системы координат $O_I X_I Y_I Z_I$:

$$Z_{\bar{\Omega}(i)} = \hat{\Delta\bar{\Omega}}_i - \Delta\bar{\Omega}_i, \quad (9)$$

$$\text{где } \hat{\Delta\bar{\Omega}}_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} C_0^T(\tau) \dot{\bar{\Omega}}(\tau) d\tau; \quad (10)$$

$\Delta\bar{\Omega}_i = [0:0:\Omega\Delta t_i]^T$ – вектор приращений углов поворота Земли за время $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ в проекциях на оси инерциальной системы координат; C_0 – матрица направляющих косинусов, характеризующая ориентацию ИИМ относительно инерциальной системы координат; $\dot{\bar{\Omega}} = [\dot{\Omega}_x \dot{\Omega}_y \dot{\Omega}_z]^T$ – вектор сигналов датчиков угловой скорости.

Известно [12], что ДС полностью наблюдаема, т.е. все n элементов ее вектора состояния могут быть определены в i -й момент времени, в следующих случаях:

- матрица связи $H_i \Phi_i$ векторов наблюдения Z_i и состояния x_i имеет ранг n ;
- для скалярных наблюдений z_j , сформированных в n дискретных моментов времени, матрица

$$[H_{j(i)}^T \vdots \Phi_i^{-T} H_{j(i-1)}^T \dots \prod_{k=i-n+1}^i \Phi_k^{-T} H_{j(i-n+1)}^T]^T$$

имеет ранг n , где $\Phi_i^{-T} = (\Phi_i^{-1})^T$.

В интегрированных БИНС в вектор состояния включаются их ошибки. На практике условия полной наблюдаемости для векторов ошибок БИНС большой размерности не всегда реализуемы. В то же время представляется возможным определение меры оцениваемости [10] элементов вектора ошибок при обработке конкретных наблюдений с помощью ОФК

$$\text{Прогноз: } \hat{x}_{i/i-1} = \Phi_i \hat{x}_{i-1/i-1}.$$

$$\text{Коррекция: } \hat{x}_{i/i} = \hat{x}_{i/i-1} + K_i (Z_i - H_i \hat{x}_{i/i-1}),$$

где $\hat{x}_{i/i-1}, \hat{x}_{i/i}$ – априорная и апостериорная оценки вектора ошибок БИНС на i -м шаге по $i-1$ и i наблюдениям; K_i – коэффициент усиления ОФК.

Задача определения коэффициентов оцениваемости вектора $\hat{x}_{i/i}$ может быть решена на основе сингулярного разложения (Singular Value Decomposition – SVD [11]) матрицы (5) для наблюдений (6), (7), (9). SVD-разложение позволяет определять коэффициенты оцениваемости ошибок БИНС по матрицам наблюдения неполного ранга. Учитывая, что апостериорная оценка $\hat{x}_{i/i}$ определяется невязкой $v_i = Z_i - H_i \hat{x}_{i/i-1}$, SVD-разложение целесообразно выполнять для матрицы $\Phi_i^T H_i^T$ размерности $n \times m$. Такое разложение имеет вид [10], [11]:

$$\Phi_i^T H_i^T = U_{i(n \times n)} \begin{bmatrix} S_i(m \times m) \\ 0_{(n-m) \times m} \end{bmatrix} V_i^T, \quad (11)$$

где $U_i; V_i$ – ортогональные матрицы; S_i – диагональная матрица. Следуя работе [10], элементы матрицы S_i соответствуют коэффициентам оцениваемости.

III. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Обобщенной характеристикой оцениваемости ошибок БИНС в i -й момент времени может быть вычисленное по множеству сингулярных чисел их «круговое» значение

$$\bar{S}_i = \frac{1}{N} \sqrt{\sum_{k=1}^m S_{i(k)}^2}, \quad (12)$$

где N – количество наблюдений.

Исследование оцениваемости ошибок БИНС выполнено на этапе начальной выставки по зарегистрированным данным интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500НС [9]. Циклограмма работы системы БИНС-500НС включала следующие этапы: грубая начальная выставка методом АГК ($t=0\div 300$ с); точная начальная выставка с использованием геофизических инвариантов и ОФК ($t=300\div 760$ с); навигационный режим ($t > 760$ с). Вектор ошибок включал 18 параметров [9]. Шаг наблюдения – 1 с.

На рис.1 показана динамика изменения параметра (12) для наблюдений (6), (7).

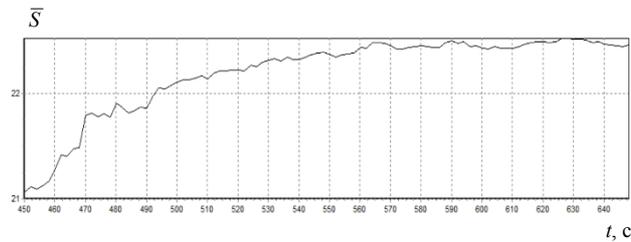


Рис. 1. Динамика параметра S_i для наблюдений (6), (7)

На рис.2 показана динамика изменения параметра (12) для наблюдений (6), (7), (9).

Можно видеть, что совместное применение традиционных (6), (7) и дополнительных наблюдений геофизических инвариантов (9) позволяет существенно повысить наблюдаемость, а следовательно, и оцениваемость ошибок БИНС на этапе начальной выставки.

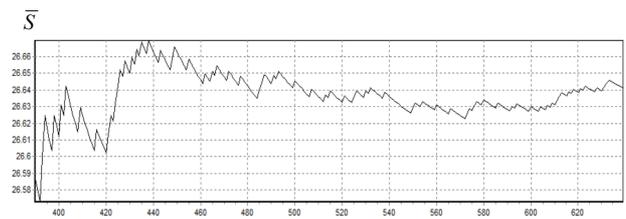


Рис. 2. Динамика параметра для наблюдений (6), (7), (9)

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе показана возможность анализа оцениваемости интегрированных БИНС на основе сингулярного разложения матрицы связи в модели наблюдения. Такой анализ позволяет согласовывать точностные и временные характеристики процедур оценивания с ресурсами процессорного модуля БИНС. Кроме того, представляется возможным выбирать датчики внешней информации для коррекции БИНС в сложной помеховой обстановке – например, определять спутниковое созвездие с наилучшим геометрическим фактором и с минимальными помехами. Представленные результаты динамики изменения коэффициентов оцениваемости элементов вектора ошибок БИНС подтверждают эффективность применения геофизических инвариантов в практических приложениях [9].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Maybeck, P.S., Stochastic Models, Estimation and Control, N.Y., Academic Press, 1982, vol. 2.
- [2] Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
- [3] Емельянец Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
- [4] Noureldin, A., Karamat, T., and Georgy, J., Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Heidelberg, Springer-Verlag, 2013.
- [5] Rogers, R.M., Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems, Second Edition. AIAA Education Series, 2003.
- [6] Джанджгава Г.И., Августов Л.И. Навигация по геополям. Научно-методические материалы. М.: Научтехлитиздат, 2018. 296 с.
- [7] Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / под общей редакцией В.Г. Пешехонова; науч. редактор О.А. Степанов. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
- [8] Titterton, D.H., and Weston, J.L., Strapdown Inertial Navigation Technology, Reston, AIAA, 2004.
- [9] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Переляев С.Е. Инерциальная навигация и геофизические инварианты // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2021. С. 173–180.
- [10] Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. Часть II. Приложения методов оптимального оценивания к задачам навигации. М.: Изд-во МГУ, 2008. 128 с.
- [11] Lawson, C., and Hanson, R., Solving Least Squares Problems, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1974.
- [12] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания. Изд. 3-е. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 509 с.

Динамическая калибровка и испытание МЭМС-модуля с использованием опорной инерциально-спутниковой навигационной системы

А.В. Чернодаров
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»,
Университет МАИ, Москва, Россия
e-mail: chernod@mail.ru

С.П. Тимошенко
Университет МИЭТ
Москва, Россия
e-mail: spt@miee.ru

А.П. Патрикеев
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»
Москва, Россия
e-mail: apatrikeev@naukasoft.ru

С.А. Иванов
Раменский приборостроительный завод,
Раменское, Московская область, Россия
e-mail: srpremier@mail.ru

Аннотация—Рассматривается двухуровневая калибровка инерциальных микроэлектромеханических систем (МЭМС). В таких системах чувствительными элементами (ЧЭ) являются акселерометры и вибрационные гироскопы, ориентированные по трем ортогональным осям и размещенные в одном инерциальном измерительном модуле. Первый этап калибровки проводится в заводских условиях на стенде без линейных перегрузок. Второй этап реализуется в динамическом режиме в подвижной лаборатории, обеспечивающей линейные перегрузки. На этом этапе оцениваются дрейфы сигналов ЧЭ, а также перекосы их измерительных осей, которые остаются после заводской калибровки. Кроме того, проводится параметрическая идентификация динамических моделей дрейфов сигналов ЧЭ. Такие модели необходимы для прогнозирования и компенсации погрешностей ЧЭ в автономных режимах инерциальной навигации, в том числе, при потере спутниковых сигналов. Предлагается оценивать погрешности ЧЭ в движении с использованием информации от опорной инерциально-спутниковой навигационной системы и обобщенного фильтра Калмана. Анализируются результаты натурных экспериментов.

Ключевые слова—инерциальная навигационная система, глобальная навигационная спутниковая система, микро-электро-механические датчики, калибровка, обобщенный фильтр Калмана.

I. ВВЕДЕНИЕ

Современное состояние комплексов бортового обслуживания подвижных объектов характеризуется применением интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем (ИСНС) [1, 2]. В ИСНС глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) обеспечивают высокоточное позиционирование, а инерциальные (ИНС) – определение угловой ориентации, а также резервирование ГНСС в сложной помеховой обстановке. При ограничении на размеры и массу ИСНС бесплатформенные ИНС (БИНС) могут строиться на базе инерциальных микроэлектромеханических систем (МЭМС) [3].

Типовой инерциальный измерительный модуль (ИИМ), построенный по МЭМС-технологии, включает [4] ортогонально расположенные триады вибрационных гироскопов и акселерометров. БИНС-МЭМС [5], построенная на базе ИИМ ADIS16488 [6] разработки компании Analog Devices [6], показана на рис. 1. В такой БИНС взаимодействие с потребителями реализуется с помощью цифрового сигнального процессора (ЦСП).

ЦСП построен на вычислительной плате «OLinuXino A20 micro» с адаптером, предназначенным для синхронизации интерфейсов SPI и UART. На рис. 2 представлен ИИМ на базе МЭМС ГКВ-10 разработки Лаборатории микроприборов (Зеленоград) [7].

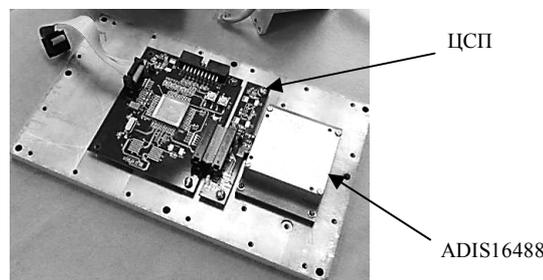


Рис. 1. БИНС-МЭМС на базе ИИМ ADIS16488



Рис. 2. МЭМС ГКВ-10

МЭМС ГКВ-10 по сравнению с модулем ADIS16488 имеет стандартный интерфейс RS-485, что существенно облегчает построение ИСНС на его основе.

Учитывая перспективы развития и применения малогабаритных ИСНС, а также возможности современных встраиваемых вычислителей, представляется целесообразным разрабатывать аналитические подходы к оценке и компенсации погрешностей МЭМС-ИИМ. Такие подходы позволяют также выполнять идентификацию их динамических моделей. Динамические модели учитывают изменение параметров МЭМС-ИИМ в процессе эксплуатации, а также обеспечивают требуемые точностные характеристики ИСНС в автономном инерциальном режиме при потере сигналов ГНСС. Можно отметить, что систематические погрешности МЭМС-ИИМ оцениваются, как правило, в процессе стендовой калибровки. Такая калибровка не позволяет имитировать динамические режимы работы ИСНС, связанные с линейными и угловыми ускорениями.

Традиционно [8] динамическая калибровка МЭМС–ИИМ выполняется в движении с использованием данных о координатах и скоростях от ГНСС. Однако в этом случае дрейфы сигналов гироскопов и акселерометров имеют плохую наблюдаемость. Поэтому предлагается для динамической калибровки МЭМС–ИИМ использовать, кроме скоростных и позиционных параметров, данные об ориентации, угловых скоростях и ускорениях от опорной более точной БИНС.

Цель работы – повышение точностных характеристик МЭМС–ИИМ на основе комбинированной калибровки в стационарном и динамическом режимах.

II. ЗАВОДСКАЯ СТЕНДОВАЯ КАЛИБРОВКА МЭМС

При стендовой калибровке вектор погрешностей МЭМС–ИИМ, как правило, включает [9, 10] систематические дрейфы сигналов чувствительных элементов (ЧЭ) – гироскопов и акселерометров, а также угловые отклонения осей ЧЭ от идеального ортогонального трехгранника. Например, для гироскопического модуля, такой вектор имеет вид:

$$x_{\Delta\dot{\Theta}} = [x_{\delta\dot{\Theta}}^T \ x_{\delta}^T]^T, \quad (1)$$

$$\text{где } x_{\delta\dot{\Theta}} = [\delta\dot{\Theta}_x \ \delta\dot{\Theta}_y \ \delta\dot{\Theta}_z]^T - \quad (2)$$

вектор систематических угловых дрейфов гироскопов;

$x_{\delta} = [\delta_{xy} \ \delta_{xz} \ \delta_{yx} \ \delta_{yz} \ \delta_{zx} \ \delta_{zy}]^T$ – вектор угловых «перекосов» осей гироскопов; ox, oy, oz – оси ИИМ.

Процедура калибровки связана с формированием наблюдений при последовательном вращении стенда вокруг осей ox, oy, oz . Например, при вращении ИИМ вокруг оси ox наблюдение будет иметь вид:

$$Z_x = [\dot{\Theta}_x \ \dot{\Theta}_y \ \dot{\Theta}_z]^T_{\text{ИИМ}} - [\ddot{\Theta}_x \ 0 \ 0]^T_{\text{Стенд}}, \quad (3)$$

где $\dot{\Theta} = [\dot{\Theta}_x \ \dot{\Theta}_y \ \dot{\Theta}_z]^T$ – вектор сигналов датчиков угловых скоростей; $\ddot{\Theta}_x$ – опорный сигнал.

Наблюдение (3) связано со следующей моделью:

$$Z_x = H_x x_{\Delta\dot{\Theta}} + \vartheta,$$

$$\text{где } H_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \dot{\Theta}_y & \dot{\Theta}_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & \dot{\Theta}_x & \dot{\Theta}_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dot{\Theta}_x & \dot{\Theta}_y \end{bmatrix}_{\text{ИИМ}}; \quad ;$$

ϑ – вектор ошибок формирования опорных угловых скоростей вращения стенда.

При заводской калибровке, как правило, ошибки стенда не учитываются. Оценку вектора ошибок ИИМ \hat{x} в этом случае можно найти методом наименьших квадратов, решив следующее уравнение:

$$\hat{x}_{\Delta\dot{\Theta}} = H_{xyz}^{-1} Z_{xyz}, \quad (4)$$

$$\text{где } H_{xyz} = [H_x^T \ H_y^T \ H_z^T]^T; \quad Z_{xyz} = [Z_x^T \ Z_y^T \ Z_z^T]^T.$$

Повысить точность оценивания ошибок инерциальных измерителей можно путем обработки наблюдений (4) с помощью последовательной модификации обобщенного фильтра Калмана (ОФК) [11]. В этом случае исключаются ошибки операции обращения матрицы H_{xyz} в уравнении (4), а также учитываются случайные погрешности стенда.

В процессе стендовой калибровки не могут быть выполнены следующие процедуры:

- оценка динамических ошибок ИИМ, возникающих при комплексном воздействии линейных перегрузок и угловых «кривков»;
- идентификация моделей ошибок ЧЭ;
- контроль качества выполненных калибровок.

Тестирование ИИМ в движении выполняется в составе БИНС с учетом заводских калибровочных коэффициентов, запомненных в процессорном модуле БИНС–МЭМС.

III. ДИНАМИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА МЭМС-ДАТЧИКОВ

Динамическая калибровка датчиков БИНС–МЭМС в движении может быть выполнена путем взаимодействия с эталонной ИСНС. Для этого должны синхронно регистрироваться сигналы инерциальных датчиков обеих систем, а также сигналы ГНСС. При постобработке зарегистрированных данных в БИНС–МЭМС решается задача инерциальной навигации, а в эталонной ИСНС – задача инерциально-спутниковой навигации. В рассматриваемой работе в качестве эталонной ИСНС использовалась система БИНС-500НС [12]. При калибровке инерциальных датчиков в движении в базовый вектор состояния БИНС–МЭМС дополнительно включаются систематические дрейфы, а также перекосы измерительных осей ЧЭ.

Модели погрешностей МЭМС–ИИМ формируются таким образом [9, 10], чтобы их структура соответствовала общим уравнениям ошибок БИНС:

$$dx/dt = \dot{x}(t) = A(t)x(t) + G(t)\xi(t), \quad (5)$$

где $A(t) = \partial F[Y(t)]/\partial Y|_{Y(t)=Y_{\text{БИНС}}(t)}$ – матрица коэффициентов, характеризующих динамику изменения ошибок БИНС; $\xi(t)$ – вектор возмущений; $G(t)$ – матрица интенсивностей возмущений; $Y(t)$ – вектор параметров движения; $Y_{\text{БИНС}}(t)$ – вектор параметров, формируемых БИНС путем решения основных уравнений инерциальной навигации $\dot{Y}(t) = F[Y(t)]$.

Случайные дрейфы сигналов ЧЭ – гироскопов и акселерометров имеют, как правило, экспоненциальную корреляционную функцию и описываются уравнениями формирующих фильтров первого порядка [13] вида (5).

Оценки коэффициентов сноса \hat{A}_μ и диффузии \hat{G}_μ в таких моделях имеют вид [14]:

$$\hat{A}_\mu = - \sum_{j=0}^N \ln \hat{r}_j / \sum_{j=0}^N \tau_j ; \hat{G}_\mu = \hat{\sigma}_\mu \sqrt{2\hat{A}_\mu} , \quad (6)$$

где $\mu = a ; \mu = g$ – индексы, соответствующие акселерометру и гироскопу; $\hat{r}_j = \hat{K}_{\mu(j)} / \hat{\sigma}_\mu^2$ – нормированная корреляционная функция; $\hat{K}_{\mu(j)}$ – статистическая корреляционная функция, определяемая по оценкам \hat{x}_j , зафиксированным при калибровке; $\hat{\sigma}_\mu^2 = \hat{K}_\mu(0)$; $\tau_j = j\Delta t$; $\Delta t = t_i - t_{i-1}$; t_i – дискретные моменты времени.

После идентификации параметры $\hat{\alpha}_\mu$ и \hat{G}_μ включаются в модель ошибок БИНС (5).

Динамическая калибровка МЭМС–ИИМ реализуется в навигационном режиме при взаимодействии с опорной системой БИНС-500НС. Оценивается вектор ошибок, расширенный относительно базового для системы БИНС-500НС и имеющий вид:

$$x = \left[\underbrace{x_q^T x_\omega^T x_p^T x_V^T x_a^T}_{\text{базовые элементы}} \underbrace{x_{\Delta\Theta}^T x_{\Delta a}^T}_{\text{дополнительные элементы}} \right]^T ,$$

где x_q – ошибки счисления элементов кватерниона ориентации [15]; x_ω – автокоррелированные (АК) дрейфы гироскопов с параметрами модели (6); x_p – ошибки счисления элементов кватерниона навигации [15]; x_V – ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости; x_a – АК смещения сигналов акселерометров; $x_{\Delta a}$ – вектор систематических погрешностей акселерометров, аналогичных (1).

Оценка вектора ошибок БИНС-МЭМС может быть выполнена путем обработки с помощью ОФК следующих наблюдений:

$$Z_{K(i)} = [\varphi_i \lambda_i]_{\text{БИНС-МЭМС}}^T - [\varphi_i \lambda_i]_{\text{ИСНС}}^T ;$$

$$Z_{V(i)} = [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{\text{(БИНС-МЭМС)}_i}^T - [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{\text{ИСНС}(i)}^T ;$$

$$Z_{\bar{\Theta}(i)} = \bar{\Theta}_{\text{(ИИМ-МЭМС)}_i} - \bar{\Theta}_{\text{(ИИМ-ИСНС)}_i} ;$$

$$Z_{\bar{V}_a(i)} = \bar{V}_a_{\text{(МЭМС-ИИМ)}_i} - \bar{V}_a_{\text{(ИИМ-ИСНС)}_i} ,$$

где $\bar{\Theta}_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) dt$ – вектор углов поворота ИИМ;

$\bar{V}_a(i) = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \bar{a}(\tau) dt$ – вектор приращений кажущейся скорости ИИМ.

После калибровки оценки систематических ошибок ЧЭ и параметров (6) запоминаются в процессорном мо-

дуле БИНС–МЭМС. В навигационном режиме, как правило, реализуется только базовый вектор ошибок БИНС–МЭМС.

IV. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Эксперименты проводились в наземных условиях с размещением оборудования в подвижной лаборатории на базе автомобиля. Циклограмма работы систем БИНС-500НС и БИНС–МЭМС включала начальную выставку методом аналитического гирокомпасирования [15] ($t = 0 \div 270$ с), точную начальную выставку с использованием геофизических инвариантов [15] и ОФК ($t = 270 \div 740$ с), навигационный режим, реализующий всеширотный алгоритм счисления координат [15] ($t > 740$ с).

При проведении экспериментов БИНС функционировали в индикаторном режиме. В таком режиме оценки ошибок компенсируются в выходных сигналах БИНС. В системе БИНС-500НС реализуется защита информационной целостности инерциально-спутниковых наблюдений [16].

На рис. 3 показана круговая позиционная ошибка ΔS опорной системы БИНС-500НС в инерциально-спутниковом режиме, где

$$\Delta S = \sqrt{\delta_\varphi^2 + \delta_\lambda^2} ; \delta_\varphi = (\varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{ГНСС}}) R ;$$

$$\delta_\lambda = (\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{ГНСС}}) R \cos \varphi_{\text{ГНСС}} ;$$

R – величина радиуса-вектора местоположения ИСНС.

Параметр ΔS является критерием качества калибровки. Можно видеть, что для системы БИНС-500НС его значение не превышает 11 метров за час.

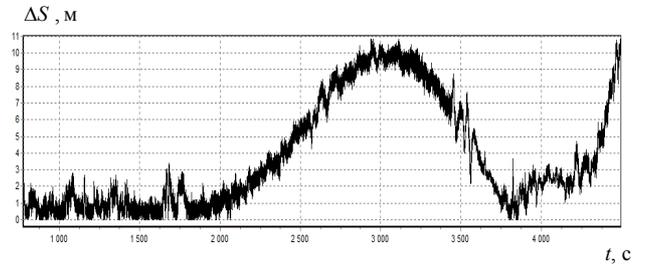


Рис. 3. Круговая позиционная ошибка опорной системы БИНС-500НС в инерциально-спутниковом режиме

На рис. 4 показана ошибка БИНС на базе МЭМС ГКВ-10 в инерциальном режиме без калибровки. Можно видеть, что в этом случае ошибка превышает 1000 км за час. Это соответствует дрейфам гироскопов на уровне 10°/час.

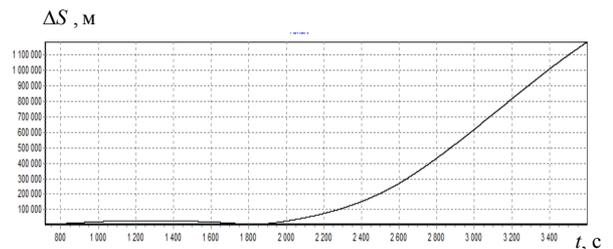


Рис. 4. Круговая ошибка системы БИНС–МЭМС в инерциальном режиме

При тестировании БИНС–МЭМС выполнялась компенсация оценок дрейфов гироскопов и смещений сигналов акселерометров, полученных при калибровке.

На рис. 5 показана ошибка ΔS системы БИНС–МЭМС в инерциальном режиме после предварительной калибровки в стационарных условиях. Можно видеть, что ошибка ΔS в этом случае превышает 40 км за час. Это соответствует дрейфам гироскопов на уровне $0,4^\circ/\text{час}$.

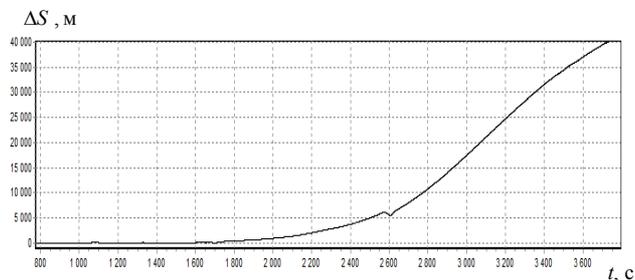


Рис. 5. Круговая ошибка системы БИНС–МЭМС в инерциальном режиме после стационарной калибровки

На рис. 6 показана ошибка ΔS системы БИНС–МЭМС в инерциальном режиме после калибровки в стационарных условиях и в движении, а также с учетом параметрической идентификации моделей шумов датчиков.

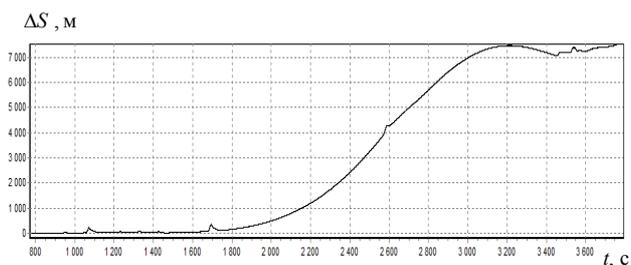


Рис. 6. Круговая ошибка системы БИНС–МЭМС в инерциальном режиме после калибровки в стационарных условиях и в движении

Можно видеть, что после комплексной калибровки в стационарных условиях и в динамическом режиме круговая позиционная ошибка системы БИНС–МЭМС дополнительно уменьшилась в 6 раз.

Следует отметить, что представленные результаты получены без компенсации температурных дрейфов чувствительных элементов БИНС–МЭМС.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали целесообразность выполнения комбинированной наземно-бортовой калибровки инерциальных измерительных модулей на базе МЭМС-датчиков. Предлагаемая технология такой калибровки основана на использовании опорной ИСНС

и математического аппарата ОФК. В процессе динамической калибровки может быть также выполнена параметрическая идентификация моделей ошибок МЭМС-датчиков, необходимых для интеграции с ГНСС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Емельянцева Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2016. 394 с.
- [2] Noureldin, A., Karamat, T., and Georgy, J. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Heidelberg, Springer-Verlag, 2013.
- [3] Пешехонов В. Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3–10.
- [4] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС-датчиках. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. 225 с.
- [5] Chernodarov, A.V., Khalyutina, O.S., and Patrikeev, A.P., Monitoring and Optimization of the Structure of a Navigation System on a Set of MEMS Sensors, IEEE International Seminar on Electron Devices Design and Production, SED-2019, Proc. s232, pp. 1–6, IEEE, C. 8798438, Prague, 2019.
- [6] The Analog Devices website. ADIS16488A. Tactical Grade, Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor, 2018. [Online]. Available: <http://www.analog.com/>
- [7] <https://mp-lab.ru/products/ins-about/gkv-10/>
- [8] Li, X., and Li, Z., Vector-Aided In-Field Calibration Method for Low-End MEMS Gyros in Attitude and Heading Reference Systems, IEEE Trans. Instrum. Meas., Nov. 2014, vol. 63, no. 11, pp. 2675–2681.
- [9] Rogers, R., Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems. Second Edition. AIAA, Reston, 2003.
- [10] Titterton, D., and Weston, J., Strapdown Inertial Navigation Technology. Second Edition, Progress in Astronautics and Aeronautics Series, AIAA, Reston, 2004, vol. 207.
- [11] Maybeck, P., Stochastic Models, Estimation and Control, New York: Academic Press, vol. 2, 1982.
- [12] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Карпов О.А. Летная отработка инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500НС в высоких широтах // XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2018. С. 296–299.
- [13] Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
- [14] Чернодаров А.В. Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. М.: Научтехлитиздат, 2017. 300 с.
- [15] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Перелаяев С.Е. Инерциальная навигация и геофизические инварианты // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2021. С. 173–180.
- [16] Чернодаров А.В. Контроль и адаптивно-робастная защита целостности инерциально-спутниковых наблюдений // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2020. С. 30–40.

Методы повышения точности автономной системы ориентации и навигации на базе микромеханических гироскопов и оптико-электронных датчиков

И.Г. Ниналалов
кафедра РМДиПМ
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
NinalalovIG@mpei.ru

О.В. Кубряк
кафедра РМДиПМ
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
Kubriakov@mpei.ru

И.В. Меркурьев
кафедра РМДиПМ
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
MerkuryevIV@mpei.ru

С.В. Астахов
кафедра РМДиПМ
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
AstakhovSV@mpei.ru

Аннотация—В работе исследуются методы повышения точности системы ориентации и навигации высокоманевренного объекта, построенной на базе микромеханического гироскопа интегрирующего типа и оптико-электронных датчиков наблюдения окружающей обстановки. Исследовано влияние нелинейных эффектов в динамике микромеханического гироскопа, обусловленных малой нелинейностью колебательного контура. Получено выражение для дрейфа микромеханического гироскопа на подвижном основании. Предложены методы и алгоритмы повышения точности системы ориентации и навигации.

Ключевые слова—микромеханический гироскоп, модель дрейфа, оптико-электронный датчик, погрешность, точность.

I. ВВЕДЕНИЕ

Создание прецизионных микромеханических инерциальных навигационных модулей и систем является актуальной задачей для автоматического управления движением объектов в различных средах и в космосе [1–5]. Наиболее полно разработаны методы, технические решения и комплексы, обеспечивающие автономную ориентацию, навигацию и управление движением космических систем различного назначения в течение длительного времени функционирования на орбите. Вместе с этим имеется все большая потребность в создании миниатюрных прецизионных инерциальных измерительных модулей и систем с малым занимаемым объемом, массой и энергопотреблением [5–6]. Такие системы находят все большее применение для решения задач навигации и управления движением высокоманевренных роботов, мультикоптеров, транспортных средств, а также спортивного и специального снаряжения.

Одной из проблем датчиков инерциальной и внешней информации является наличие систематических погрешностей в измерениях, которые необходимо оценивать и компенсировать в процессе настройки и эксплуатации системы управления [8]. Разработка адекватных математических моделей датчиков, технологии изготовления и компенсации систематических погрешностей позволяет существенно повысить точность и стабильность метрологических характеристик датчиков. Математические модели микромеханических гироскопов класса обоб-

щенного маятника Фуко описаны в [6–8]. Исследование погрешностей таких гироскопов с различными типами чувствительных элементов выполнено в [9–10]. Для компенсации дефектов изготовления резонатора разрабатываются методики идентификации параметров математической модели, методы балансировки и управления колебаниями [4, 5]. Методы повышения точности спутниковых и инерциальных навигационных систем различного назначения основаны на комплексировании и калмановской фильтрации первичной измерительной информации инерциальных датчиков и сигналов спутниковой навигации [11].

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В целях повышения точности навигации и управления движением подвижного высокоманевренного объекта поставлена задача построения новой математической модели микромеханического гироскопа (ММГ) и миниатюрного оптико-электронного датчика в составе инерциального измерительного модуля подвижного объекта. Принцип функционирования рассматриваемого ММГ основан на эффекте инерции упругих волн колебаний тонкого упругого осесимметричного резонатора в виде оболочки вращения [3–6].

Установка ММГ и оптико-электронных датчиков на едином основании позволяет проводить необходимые калибровочные испытания на стенде и в процессе эксплуатации системы.

III. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ММГ

Изгибные колебания тонкого упругого резонатора в виде оболочки вращения представляют собой суперпозицию стоячих волн колебаний. Измерение функции w нормального прогиба резонатора осуществляется электростатическими датчиками, расположенными вблизи от свободной кромки резонатора. Управление и измерение колебаний резонатора в одномодовом или в многомодовом приближении дает возможность определения углового движения основания гироскопа вокруг оси симметрии оболочки.

Измеряемый угол прецессии волновой картины колебаний θ резонатора содержит ряд систематических по-

грешностей, влияющих на точность гироскопа. В данной работе исследуется влияние малой нелинейности колебательного контура. Получено выражение для систематической погрешности гироскопа от параметров нелинейных вязкоупругих свойств материала резонатора. Влияние инструментальных погрешностей изготовления резонатора изучено в работах [7–8].

Применяя формализм Лагранжа, получим систему нормализованных дифференциальных уравнений, описывающих свободные квазилинейные колебания резонатора в одномодовом приближении:

$$\begin{aligned} \ddot{f} + f &= -2\gamma\dot{f} - 2v\dot{g} + \xi(f^2 + g^2)f - \eta(f^2 + g^2)\dot{f}, \\ \ddot{g} + g &= -2\gamma\dot{g} + 2v\dot{f} + \xi(f^2 + g^2)g - \eta(f^2 + g^2)\dot{g}, \end{aligned} \quad (1)$$

где f, g – обобщенные координаты основной моды колебаний; γ – малый коэффициент демпфирования; v – малая нормализованная угловая скорость основания гироскопа; ξ и η – параметры, характеризующие нелинейные вязкоупругие свойства колебательного контура гироскопа. Точкой обозначено дифференцирование по безразмерному времени $\tau = \omega t$, ω – характерная частота колебаний резонатора по заданной форме колебаний.

Для определения погрешностей гироскопа применим к системе (1) метод осреднения Крылова–Боголюбова для медленно изменяющихся переменных – элементов орбиты колебаний r, k, θ, χ [5, 6]. Функция нормального прогиба резонатора w свободной кромки резонатора в элементах орбиты имеет вид:

$$w = r \sin n(\beta + \theta) \cos(\omega t + \chi) + k \cos n(\beta + \theta) \sin(\omega t + \chi),$$

где n – номер формы изгибных колебаний резонатора, β – угол в окружном направлении, θ – медленно изменяющийся угол прецессии волновой картины колебаний; χ – фаза, характеризующая малое изменение характерной частоты ω изгибных колебаний резонатора; r и k – медленно изменяющиеся амплитуды основной и квадратурной волны колебаний.

Полученные дифференциальные уравнения для медленно переменных r, k, θ и χ описывают расчетную медленно изменяющуюся картину колебаний резонатора:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= -r\left(\gamma + \eta\left(3k^2 + r^2\right)/8\right), \quad \dot{k} = -k\left(\gamma + \eta\left(k^2 + 3r^2\right)/8\right), \\ \dot{\theta} &= -v + \xi kr/4, \quad \dot{\chi} = -3\xi\left(k^2 + r^2\right)/8. \end{aligned}$$

Анализ полученных дифференциальных уравнений показывает, что имеется систематическая погрешность в измерении угловой скорости прецессии $\dot{\theta}$, обусловленная влиянием нелинейных свойств колебательного контура. Для уменьшения систематической погрешности необходимо управлять колебаниями и поддерживать

амплитуду квадратурной волны колебаний k равной нулю. Параметры математической модели могут быть оценены по измерению функции нормального прогиба в режиме свободных колебаний на подвижном основании.

Измерение углового движения основания может быть проведено в процессе эксплуатации по данным оптоэлектронных датчиков, фиксирующих изменение углового положения неподвижных ориентиров на фотоприемной матрице. Сравнение расчетного угла поворота основания и измеренного угла прецессии θ позволяет уточнить математическую модель дрейфа гироскопа в различных условиях функционирования, в том числе по результатам полетной калибровки. В докладе обсуждаются алгоритмы обработки первичной измерительной информации и комплексирования ММГ и оптоэлектронных датчиков.

IV. Выводы

С использованием аналитических методов механики и асимптотических методов разделения движения была получена новая математическая модель микромеханического гироскопа с резонатором в виде тонкой осесимметричной оболочки. Исследовано влияние нелинейных вязкоупругих свойств материала резонатора на динамику и точность гироскопа. Предложены методы обработки и комплексирования гироскопической и оптоэлектронной измерительной информации. Применение предложенных методов позволит повысить точность решения задач навигации и управления движением транспортных, авиационных и космических систем.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Wang, D., Shkel, A.M., Electrical Dissipation in MEMS Vibratory Gyroscopes as a Method for Controlling “Effective” Q-factor, IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), Virtual Symposium, Mar 22–25, 2021
- [2] Vakhlyarsky, D., Sorokin, F., Gousov, A., Basarab, M., Lunin, B., Approximation method for frequency split calculation of coriolis vibrating gyroscope resonator, Journal of Sound and Vibration, 2022, vol. 526, 116733.
- [3] Rozelle, D.M., The Hemispherical Resonator Gyro: From Wineglass to the Planets, Proc. 19th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2009, pp. 1157–1178.
- [4] Trusov, A.A., Prikhodko, I.P., Zotov, S.A., Schofield, A.R., Shkel, A.M., Ultra-high Q silicon gyroscopes with interchangeable rate and whole angle modes of operation, Proc. IEEE Sensors, 2010, pp. 864–867.
- [5] Perelyaev, S.E., Zhuravlev, V.P., Bodunov, B.P., Bodunov, S.B., Theory of the Van der Pol two-degree-of-freedom oscillator: technical applications to modern Solid-state wave gyros, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2021, 9470808.
- [6] Zhuravlev, V.F., On the formation of feedbacks in the Van der Pol spatial oscillator, Mechanics of Solids, 2020, vol. 55, no. 7, pp. 926–931.
- [7] Maslov, A.A., Merkuriev, I.V., Maslov, D.A., Podalkov, V.V., The impact of nonlinearity and frequency difference on the drift of the solid-state wave gyroscope in the angular velocity sensor mode, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2021, 9470866.
- [8] Maslov, D.A., Merkuriev, I.V., Impact of nonlinear properties of electrostatic control sensors on the dynamics of a cylindrical resonator of a wave solid-state gyroscope, Mechanics of Solids, 2021, vol. 56, no. 6, pp. 960–979.

Способ комплексирования оптических и инерциальных данных для определения параметров ориентации и навигации

В.А. Смирнов
ФГБОУ ВО
«Тульский государственный
университет»
Тула, Россия
veld071@rambler.ru

А.В. Прохорцов
ФГБОУ ВО
«Тульский государственный
университет»
Тула, Россия
ProxAV@rambler.ru

Н.И. Бабухин
ФГБОУ ВО
«Тульский государственный
университет»
Тула, Россия
nikolai.babuxin@gmail.com

Аннотация—Рассматривается оптико-инерциальная навигационная система, в которой параметры ориентации и навигации подвижного объекта определяются посредством инерциальной навигационной системы и двух или большего числа видеокамер. В отличие от широко известных корреляционно-экстремальных систем, в которых навигация осуществляется по карте местности, в рассматриваемой системе перемещение подвижного объекта определяется по результатам сравнения текущих изображений с камер с предыдущими.

Ключевые слова—комплексирование, оптическая система, бесплатформенная инерциальная навигационная система.

I. ВВЕДЕНИЕ

К современным навигационным системам предъявляются все большие требования по точности [1]. Эта задача решается путем совершенствования инерциальных датчиков, их комплексирования со спутниковыми радионавигационными системами и дополнительными датчиками (высотомерами, доплеровскими измерителями скорости и т.п.) [2]. Одним из перспективных направлений является комплексирование инерциальных датчиков с датчиками видеоизображения. Это обусловлено значительным объемом информации, который можно получить из изображения. Однако обработка значительного объема информации требует существенных вычислительных ресурсов, и разработка экономичных алгоритмов решения задач ориентации и навигации по видеоизображению является актуальной. Один из способов определения координат подвижного объекта рассматривается в данной статье.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА ПО СИГНАЛАМ С КАМЕР

Рассмотрим определение координат подвижного объекта по данным камер, установленных на его борту.

Свяжем с центром масс подвижного объекта систему координат $OXYZ$. В этой системе координат положение главной точки объектива камеры i обозначим как x_i , y_i , z_i .

С главной точкой объектива камеры i свяжем систему координат $Ox_{1(i)}Y_{1(i)}Z_{1(i)}$. Поскольку в общем случае система координат камеры $Ox_{1(i)}Y_{1(i)}Z_{1(i)}$ не только смещена, но и повернута относительно системы координат

$OXYZ$ подвижного объекта, пересчет координат точки изображаемого пространства из системы координат, связанной с подвижным объектом, в систему координат, связанную с камерой, осуществляется по формуле [3]

$$\begin{bmatrix} x_{1(i)} \\ y_{1(i)} \\ z_{1(i)} \end{bmatrix} = A_i \begin{bmatrix} x - x_i \\ y - y_i \\ z - z_i \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $x_{1(i)}$, $y_{1(i)}$, $z_{1(i)}$ – координаты точки x, y, z изображаемого пространства в системе координат $Ox_{1(i)}Y_{1(i)}Z_{1(i)}$, связанной с камерой i ; A_i – матрица направляющих косинусов поворота системы координат камеры i относительно системы координат подвижного объекта.

Считая объективы камер идеальными и не оборачивающими изображение, для точки изображения x'_i , y'_i , соответствующей точке изображаемого пространства с координатами $[x, y, z]$, можно записать [4]:

$$\begin{bmatrix} x'_i \\ y'_i \\ 1 \end{bmatrix} = \frac{1}{z_{1(i)}} \begin{bmatrix} f_{xi} & 0 & 0 \\ 0 & f_{yi} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{1(i)} \\ y_{1(i)} \\ z_{1(i)} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где f_{xi} , f_{yi} – фокусное расстояние объектива камеры i по осям Ox и Oy .

Выразим из (1) и (2) координаты точки изображаемого пространства в системе координат подвижного объекта, учитывая, что матрица направляющих косинусов является ортогональной, а матрица формирования изображения – единичной:

$$\frac{1}{[a_{31(i)} \ a_{32(i)} \ a_{33(i)}]} \begin{bmatrix} x - x_i \\ y - y_i \\ z - z_i \end{bmatrix} = A_i^T \begin{bmatrix} \frac{1}{f_{xi}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{f_{yi}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_i \\ y'_i \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $[a_{31(i)} \ a_{32(i)} \ a_{33(i)}]$ – третья строка матрицы A_i .

Если матрицы поворота A_i и фокусные расстояния f_{xi} , f_{yi} каждой камеры известны, то из уравнения (3) по точкам изображения камер x'_i , y'_i можно вычислить координаты точки изображаемого пространства в системе координат, связанной с подвижным объектом:

$$\begin{aligned} & x - \frac{x_i^* a_{32(i)}}{1 - x_i^* a_{31(i)}} y - \frac{x_i^* a_{33(i)}}{1 - x_i^* a_{31(i)}} z = \\ & = x_i - \frac{x_i^* a_{32(i)}}{1 - x_i^* a_{31(i)}} y_i - \frac{x_i^* a_{33(i)}}{1 - x_i^* a_{31(i)}} z_i; \\ & - \frac{y_i^* a_{31(i)}}{1 - y_i^* a_{32(i)}} x + y - \frac{y_i^* a_{33(i)}}{1 - y_i^* a_{32(i)}} z = \\ & = - \frac{y_i^* a_{31(i)}}{1 - y_i^* a_{32(i)}} x_i + y_i + \frac{y_i^* a_{33(i)}}{1 - y_i^* a_{32(i)}} z_i. \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{где } \begin{bmatrix} x_i^* \\ y_i^* \\ z_i^* \end{bmatrix} = A_i^T \begin{bmatrix} \frac{1}{f_{xi}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{f_{yi}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_i \\ y'_i \\ 1 \end{bmatrix}.$$

Выражения (4) подтверждают известный факт, что для определения всех трех координат необходимо как минимум две камеры. Однако при использовании двух камер число уравнений будет больше числа неизвестных.

Запишем систему уравнений (4) для случая двух камер в матричном виде:

$$H_c \bar{d} = \bar{b}, \quad (5)$$

где $\bar{d} = [x, y, z]^T$ – искомый вектор координат;

$$H_c = \begin{bmatrix} 1 & -\frac{x_1^* a_{32(1)}}{1 - x_1^* a_{31(1)}} & -\frac{x_1^* a_{33(1)}}{1 - x_1^* a_{31(1)}} \\ -\frac{y_1^* a_{31(1)}}{1 - y_1^* a_{32(1)}} & 1 & -\frac{y_1^* a_{33(1)}}{1 - y_1^* a_{32(1)}} \\ 1 & -\frac{x_1^* a_{32(2)}}{1 - x_1^* a_{31(2)}} & -\frac{x_1^* a_{33(2)}}{1 - x_1^* a_{31(2)}} \\ -\frac{y_1^* a_{31(2)}}{1 - y_1^* a_{32(2)}} & 1 & -\frac{y_1^* a_{33(2)}}{1 - y_1^* a_{32(2)}} \end{bmatrix} -$$

матрица коэффициентов при переменных уравнения;

$$\bar{b} = \begin{bmatrix} x_1 - \frac{x_1^* a_{32(1)}}{1 - x_1^* a_{31(1)}} y_1 - \frac{x_1^* a_{33(1)}}{1 - x_1^* a_{31(1)}} z_1 \\ -\frac{y_1^* a_{31(1)}}{1 - y_1^* a_{32(1)}} x_1 + y_1 + \frac{y_1^* a_{33(1)}}{1 - y_1^* a_{32(1)}} z_1 \\ x_2 - \frac{x_2^* a_{32(2)}}{1 - x_2^* a_{31(2)}} y_2 - \frac{x_2^* a_{33(2)}}{1 - x_2^* a_{31(2)}} z_2 \\ -\frac{y_2^* a_{31(2)}}{1 - y_2^* a_{32(2)}} x_2 + y_2 + \frac{y_2^* a_{33(2)}}{1 - y_2^* a_{32(2)}} z_2 \end{bmatrix} -$$

матрица-столбец коэффициентов правых частей системы уравнений.

Добавлением строк в матрицы H_c и \bar{b} система (5) расширяется на случай произвольного числа камер.

Поскольку система уравнений (5) является переопределенной, ее решение осуществляется методом псевдообращения матриц [5, 6], причем псевдообратная матрица вычисляется через сингулярное разложение матрицы H_c .

Определение опорных точек изображения и их сопоставление на изображениях разных камер осуществляется посредством корреляционно обработки.

Таким образом, из системы уравнений (5) вычисляются координаты x, y, z точки изображаемого пространства в системе координат, связанной с подвижным объектом. Если координаты точки x, y, z являются координатами неподвижной точки местности, то по ним определяются координаты подвижного объекта.

Вычислением разности между координатами в текущем и предыдущем кадрах определяется приращение координат подвижного объекта.

Если координаты точки старта известны, то, вычисляя на каждом шаге приращение координат подвижного объекта, его путь вычисляется практически без уходов.

В общем случае в качестве опорной точки изображения может оказаться другой движущийся объект, что может привести к ошибкам определения положения. Для исключения подобных ошибок скорости и координаты подвижного объекта, определенные по оптическому каналу, сравниваются со скоростями и координатами, определяемыми бесплатформенной инерциальной навигационной системой. В случае если модуль разности скоростей и координат, определяемых инерциальной навигационной системой, и оптической системой, превышает пороговое значение, определяемое погрешностями БИНС и погрешностями оптической системы, опорная точка отбрасывается и для определения координат оптической системой используются другие опорные точки.

После исключения опорных точек, дающих большие погрешности определения координат и скоростей осуществляется совместная обработка данных оптической и инерциальной систем. Скорости и координаты подвижного объекта, определяемые по оптическому каналу и бесплатформенной инерциальной навигационной системой, проходят совместную обработку по методу наименьших квадратов.

Совместная обработка по методу наименьших квадратов обеспечивает исключение постоянных уходов и защиту от шумов на изображении. Кроме того, такая обработка в отличие от фильтра Калмана не требует значительных вычислительных ресурсов.

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный способ определения координат подвижного объекта отличается простотой и возможностью расширения на произвольное число камер и опорных точек изображения, что обеспечивает высокую точность расчета приращений координат по видеоизображениям.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Savage, P.G., Strapdown analytics. Part 1, Strapdown associates, Inc Maple Plain, Minnesota, 2000, 817 p.
- [2] Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / под общей редакцией акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
- [3] Хорн Б.К.П. Зрение роботов. М.: Мир, 1989. 487 с.
- [4] Джеррард А., Бёрч Дж. М. Введение в матричную оптику. М.: Мир, 1978. 342 с.
- [5] Лоусон Ч., Хенсон Р. Численное решение задач метода наименьших квадратов. М.: Наука., 1986. 232 с.
- [6] Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. Вычислительные методы для инженеров: учеб. пособие. М.: Высшая школа, 1994. 544 с.

Унифицированный метод наблюдения аэрообъекта со сложным спектром при квазинепрерывном излучении радара

В.Н. Коврегин

Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов,
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
kovregin@mail.ru

Г.М. Коврегина

Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов,
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
g_kovregina@mail.ru

А.С. Мурзаев

Кафедра радиотехнических систем,
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
as.murzaev@yandex.ru

Аннотация—Представлен метод радиолокационного наблюдения подвижного или зависшего воздушного объекта со сложным спектром, реализуемый при типичных параметрах квазинепрерывного ЛЧМ-излучения радара. Приведены результаты моделирования, подтверждающие его работоспособность и эффективность.

Ключевые слова—квазинепрерывное излучение, сложный спектр эхо-сигнала, слепые дальности/скорости.

1. ВВЕДЕНИЕ

В ряде задач радиолокационного обзора воздушного пространства в настоящее время является актуальным и проблематичным обеспечение возможности, повышение точности, оперативности и устойчивости наблюдения воздушного объекта (ВО) при «слепой» (нулевой или малой) радиальной скорости и мешающих отражениях земли. Необходимость совершенствования радаров в этих направлениях проявляется, например, в задачах управления воздушным движением, предупреждения столкновений в воздухе и в других приложениях. Известны [1–3] инвариантные к скорости адаптивно-робастные методы наблюдения ВО с раскрытием «слепых» скоростей, реализуемые в радарх с типовым излучением при высокой (ВЧП) частоте повторения импульсов (ЧПИ) с ЛЧМ. В них раскрытие «слепых» дальностей на этапе обнаружения осуществляется на основе традиционного перебора априорно заданных ЧПИ [3–5]. При каждой ЧПИ для гарантированного раскрытия «слепых» скоростей нужно излучение как минимум двух пачек импульсов с ЛЧМ. При больших дальностях ВО итоговое время раскрытия «слепых» зон по дальности и скорости для ряда задач является неприемлемым. Также результаты этапа обнаружения при ВЧП с ЛЧМ неинформативны в аспектах однозначного определения скорости и дальности.

Кроме того, применение методов [1–3] возможно только в одноцелевой ситуации и при узком («точечном») спектре сигнала ВО. Однако многие из типовых объектов радиолокации характеризуется многокомпонентным спектром – с рассредоточенными «фюзеляжной» и «вращательными» составляющими. При их обнаружении в одном элементе разрешения по дальности возникает поличастотная ситуация и, как следствие, неопределенность по числу наблюдаемых ВО, по соответствию элементов из множества превышений порога/измерений конкретному объекту. В таких случаях методы [1–3] неприменимы и возникает необходимость их

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского Научного Фонда, проект № 22-19-00058.

совершенствования и разработки новых методов с целью: расширения функциональности РЛС – в аспекте возможности наблюдения объекта со сложным спектром, в т.ч. и при «слепой» скорости, минимизации затрат времени на сеанс наблюдения, улучшения технологичности на основе унификации методического обеспечения.

В докладе представлены: подходы и теоретические положения унифицированного метода адаптивно-робастного наблюдения ВО со сложным спектром в радаре с квазинепрерывным излучением; результаты анализа и математического моделирования применения метода для наблюдения гипотетического ВО со сложным спектром.

II. УНИФИЦИРОВАННЫЙ МЕТОД НАБЛЮДЕНИЯ ОБЪЕКТА СО СЛОЖНЫМ СПЕКТРОМ

A. Постановка задачи

Рассматривается гипотетический радар с типичным квазинепрерывным излучением [4], узким главным лучом (ГЛ) диаграммы направленности (ДН) антенны, характерный вид которой показан на рис. 1.

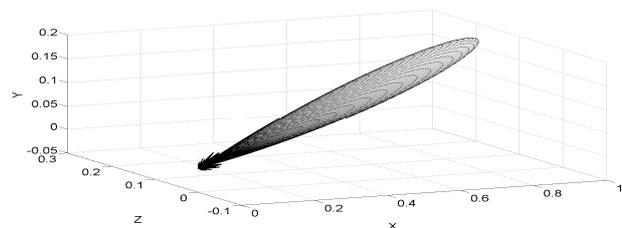


Рис. 1. Типичный вид пространственной ДН

Радар информационно интегрирован с системой микронавигации, например, инерциально-спутникового типа [3, 6], обеспечивающей определение параметров ориентации ГЛ и боковых лепестков (БЛ) ДН. Антенна расположена на относительно небольшой высоте над поверхностью. Объект находится в ГЛ. Его эхо-сигнал имеет сложный спектральный портрет с фюзеляжной и вращательными компонентами, например, в виде спектра на рис. 2. Этот спектр получен на основе математического моделирования сигнала абстрактного ВО коптерного типа с соосной винтовой схемой. На рис. 3 показаны результаты моделирования сигнала этого же объекта и мешающих отражений от земли по БЛ при ВЧП F_r (после быстрого преобразования Фурье). Здесь показаны их амплитуды в зависимости от номеров фильтров и дискретов неоднозначной задержки сигнала (НЗС) в периоде повторения импульсов (ППИ) $T_r = 1/F_r$.

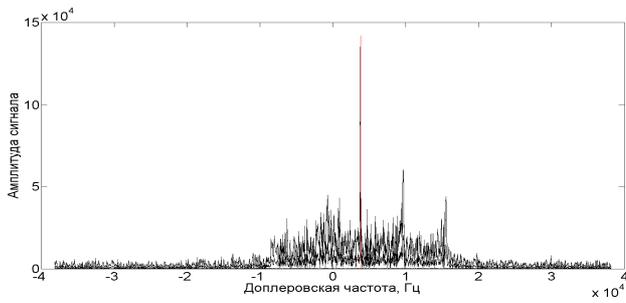


Рис. 2. Типичный вид спектра объекта

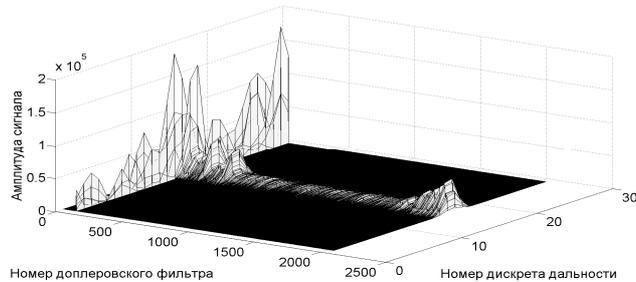


Рис. 3. Амплитуды сигнала объекта и мешающих отражений в зависимости от номеров фильтра/дискрета НЗС

Исходно полагается (см. рис. 3), что сигнал объекта локализован в одном дискрете дальности; «фюзеляжная» компонента его спектра – в слепой зоне по частоте (из-за мешающих отражений); в дискрете НЗС отмечается множество превышений порога обнаружения и частотных измерений, но только по «вращательным» компонентам спектра от наступающих и отступающих лопастей. Существует неопределенность состояний: один объект со сложным спектром; несколько ВО с разной скоростью, близких по дальности; несколько разноскоростных ВО на дистанциях, кратных ППИ. Кроме того, полагается, что для первоначальной пачки обнаружения с ЧПИ $F_{r(0)}$ дальности объекта соответствует «слепой» зоне ППИ, обусловленной закрытием приемника при излучении. Таким образом, к началу сеанса обнаружения объект не наблюдается дальности при ППИ $T_{r(0)}$ и по скорости в типовом режиме ВЧП.

Требуется:

- совместное раскрытие «слепых» зон по дальности и скорости;
- идентификация параметров сигнала, соответствующих этому объекту и однозначное определение дальности и скорости объекта при поличастотной ситуации.

В. Раскрытие «слепых» скоростей

При одноцелевой ситуации и точечном спектре в работах [1–3] показано, что по двум ЛЧМ-пачкам обеспечивается гарантированное наблюдение дальностно-доплеровской частоты (ДДЧ):

$$F_{ml}^* = F_{Dml} + 2 S R_{ml} / c,$$

где $F_{Dml} = 2V_{Rml}/\lambda$ – доплеровская частота ВО; V_{Rml} – скорость сближения; λ – длина волны; c – скорость радиоволны; S – крутизна ЛЧМ; R_{ml} – дальность ВО.

В частных случаях, например для объекта, представленного на рис. 2 и рис. 3, возможность «обнаружения

фюзеляжа» по частоте $F_{ml(0)}^*$ вне зоны мешающих отражений может обеспечиваться и одной пачкой при $S > 0$.

На рис. 4 показан вид спектр моделируемого ЛЧМ-сигнала этого объекта, где красными вертикальными линиями показана зона мешающих отражений от земли.

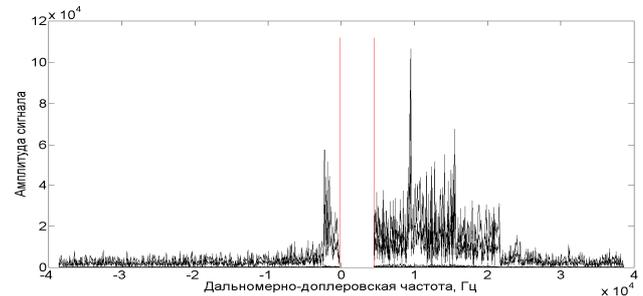


Рис. 4. Спектр ЛЧМ-сигнала объекта при $S > 0$

С. Идентификация параметров сигнала объекта, совмещенная с измерением дальности и скорости

Как видно из рис. 4, в спектре присутствуют и явно выраженные и ДДЧ $F_{ml(j)}^*$, $j > 0$. Они также зависят от дальности объекта R_{ml} и от «вращательных» компонент $F_{Dml(j)}$. При этом «фюзеляжная» ДДЧ $F_{ml(0)}^*$ характеризуется наибольшей амплитудой. Известны способы ЛМЧ-дальнометрии нескольких объектов с «точечным» спектром [4, 5] для одного объекта по составляющим его сложного спектра [7]. При этом [7] требуется 3 пачки с разной крутизной S_1, S_2, S_3 .

В данной работе предложено совмещение операций дальнометрии и идентификации ДДЧ одного объекта только при двух пачках с различной крутизной ЛЧМ, например при $S_1 > 0, S_2 > 0, S_1 < S_2$.

На основе измерений ДДЧ при $S_1 \{F_{ml 1(i)}^*, i=1, \dots, I\}$ и ДДЧ при $S_2 \{F_{ml 2(j)}^*, j=1, \dots, I\}$ определяются «квази-дальности» по известным соотношениям вида [2]:

$$R_{ml(i,j)} = (c/2) (F_{ml 1(i)}^* - F_{ml 2(j)}^*) [S_1 - S_2]^{-1}.$$

Одному объекту соответствуют те комбинации из ДДЧ ($F_{ml 1(n)}^*, F_{ml 2(m)}^*$), которые дают приблизительно равные (в диапазоне ошибок измерения) дальности из набора $\{R_{ml(i,j)}\}$. По этим «близким» значениям путем их усреднения (или другими способами) может быть получена результирующая оценка дальности до объекта. Эта оценка также может корректироваться по неоднозначным измерениям задержки сигнала [1, 2].

По паре ДДЧ цели с наибольшими амплитудами сигнала ($F_{ml 1(k)}^*, F_{ml 2(s)}^*$) может определяться доплеровская частота F_{Dml} , радиальная скорость V_{Rml} , например, по упрощенному соотношению [2]

$$V_{Rml} = 0,5\lambda F_{Dml} = 0,5\lambda [F_{ml 2(s)}^* - (S_2/S_1) F_{ml 1(k)}^*] [1 - (S_2/S_1)]^{-1}.$$

Вторая пачка при S_2 может излучаться при приращении ППИ $\Delta T_{r(2/1)}$, что позволит в многоцелевой ситуации разнести дискреты НЗС обнаруженных объектов.

На рис. 5 показан модельный пример выявления двух разнесенных по дальности объектов, исходно находящихся в одном дискрете НЗС и наблюдаемых отдельно при изменении ППИ.

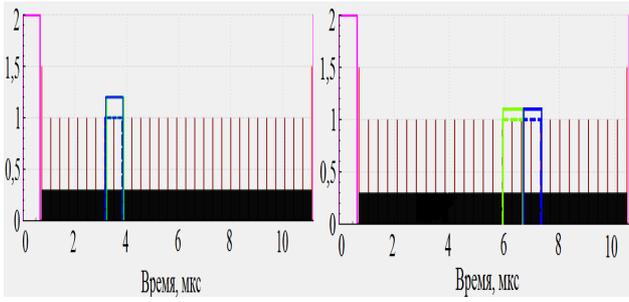


Рис. 5. Дискретные измерения НЗС в ППИ для 2-х объектов на разных удалениях при различных ППИ

D. Унифицированные процедуры наблюдения объекта

Для объекта с «точечным» спектром известны [3] адаптивно-робастные процедуры для устранения неоднозначности по дальности. В одноцелевой ситуации присутствии ЛЧМ и сложный спектр ВЦ не оказывают влияния на их работу. Аналогично работе [3] в сеансе обнаружения предполагается пошаговая редукция неопределенности – от исходного интервала дальностей на момент обнаружения $[R_{min(0)}; R_{max(0)}]$ до сокращенного интервала $[R_{min(i)}; R_{max(i)}]$ с диапазоном индексов ППИ $[r_{min(i)}; r_{max(i)}]$.

В общем случае, индекс ППИ $r = (0, 1, \dots, N_r)$ и НЗС τ_{ASD} связываются с дальностью объекта R_r соотношением [4, 5]: $R_r = 0.5c [r T_r + \tau_{ASD}]$.

Данный способ раскрытия «слепых» дальностей унифицирован и отличается от процедур измерения дальности [3] только тем, что при отсутствии обнаружения управление положением НЗС в следующем ППИ осуществляется на основе квазиизмерения. Если объект есть, то отсутствие обнаружения при $T_{r(0)}$ эквивалентно информации о его нахождении в слепой зоне ППИ T_{BZ} , которая и понимается как квазиизмерение НЗС.

На рис. 6 показаны результаты моделирования ситуации, когда объект находится в «слепой» зоне по дальности и превышений порога обнаружения нет.

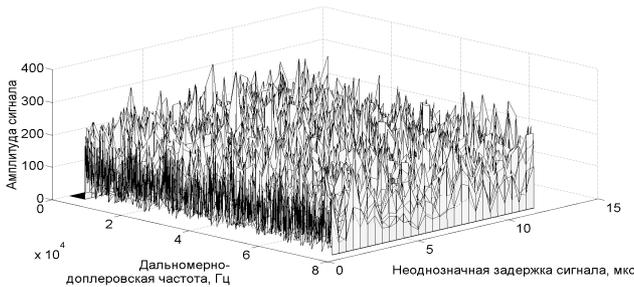


Рис. 6. Амплитуды в зависимости от ДДЧ и НЗС (нет обнаружения)

Реализуется циклическая процедура с расчетом ППИ для каждой следующей пачки обнаружения. При этом приращение ППИ $|\Delta T_r(i/i-1)| = |T_r(i) - T_r(i-1)|$ является наибольшим из всех значений, при котором:

- прогноз $\tau_{max}^*_{ASD(i/i-1)}$, выполненный при $\Delta T_r(i/i-1)$ для оценки $\tau_{ASD(i-1)}$, гарантированно попадает в рабочую зону ППИ $T_r(i)$ (при максимальном индексе ППИ $r_{max(i-1)}$);
- прогноз $\tau_{min}^*_{ASD(i/i-1)}$ при минимальном индексе ППИ в наибольшей мере приближается к границе слепой зоны или выходит за нее.

Если при приращении $|\Delta T_r(i/i-1)| < T_{BZ}$ сигнал объекта в рабочей зоне ППИ не обнаружен, то считается, что он еще находится в слепой зоне T_{BZ} . Но при этом неопределенность объекта по дальности значительно редуцируется. Ширина диапазона индексов $[r_{min(i)}; r_{max(i)}]$ определяется отношением $(T_{BZ}/|\Delta T_r(i/i-1)|)$.

На каждой итерации по мере увеличения приращения ППИ диапазон индексов продолжает резко сокращаться. При приращении $|\Delta T_r(j/i-1)| \geq T_{BZ}$ все «слепые» дальности являются раскрытыми. Если же при этом сигнал ВО не выявлен, то сеанс обнаружения завершается с решением об отсутствии объекта.

Если объект обнаружен, то по текущему реальному измерению и квазиизмерениям в сеансе обнаружения может быть определена дальность, например, следующим образом.

Из всех реализованных приращений $\Delta T_r(i/k)$ берется наибольшее. Оценка дальности объекта при известных параметрах $\Delta r(i/k) = r_{(i)} - r_{(k)}$ и $\Delta T_r(i/k)$:

$$r_{(k)} = \text{int} \{ (\tau_{ASD(i/k)} - \tau_{ASD(i)} - \Delta r(i/k) T_r(k)) / \Delta T_r(i/k) \};$$

$$r_i = r_{(k)} + \Delta r(i/k); R_{(i)} = 0,5 c [r_i T_r(i) + \tau_{ASD(i)}].$$

Определение среднеквадратического отклонения $\sigma_{r(k)}$ для ошибок оценивания индекса ППИ и доверительного интервала для индексов ППИ может выполняться по соотношениям:

$$\sigma_{r(k)} = \text{round} \{ [(D_{\tau_{ASD(i/k)}} + D_{\tau_{ASD(i)}}) / (\Delta T_r(i/i-1))^2]^{1/2} \};$$

$$r_{min(k)} = r_{(k)} - 3\sigma_{r(k)}; r_{max(k)} = r_{(k)} + 3\sigma_{r(k)},$$

где $\text{round}\{\cdot\}$ – операция округления к ближайшему целому; $D_{\tau_{ASD(i/k)}}$ и $D_{\tau_{ASD(i)}}$ – расчетные дисперсии ошибок оценивания НЗС по квазиизмерению и текущему реальному измерению, соответственно.

Для оценки $\tau_{ASD(i/k)}$ по квазиизмерению при известных значениях $\Delta r(i/k)$, $\Delta T_r(i/k)$, $T_r(k)$ формируются множества значений и их отклонений от реального измерения:

$$\{ \tau_{ASD j(i/k)} = \tau_{ASD(i/k)} - \Delta r(i/k) T_r(k) - r_j(k) \Delta T_r(i/k) \};$$

$$\{ v_j = \tau_{ASD j(i/i-1)} - \tau_{ASD(i)} \} \text{ при } j = r_{min(k)}, \dots, r_{max(k)}$$

Выбор значения $|v_j| = \min \{ |v_j| \}$, уточнение индекса ППИ как $r_{(k)} = J$, определение дальности, минимальной и максимальной дальности объекта:

$$r_i = r_{(k)} + \Delta r(i/k); R_{(i)} = 0,5 c [r_i T_r(i) + \tau_{ASD(i)}];$$

$$r_{min(i)} = (r_{(k)} - 3\sigma_{r(k)}) + \Delta r(i/k);$$

$$R_{min(i)} = 0,5 c [r_{min(i)} T_r(i) + \tau_{ASD(i)}];$$

$$r_{max(i)} = (r_{(k)} + 3\sigma_{r(k)}) + \Delta r(i/k);$$

$$R_{max(i)} = 0,5 c [r_{max(i)} T_r(i) + \tau_{ASD(i)}].$$

На рис. 7 показаны результаты имитационного моделирования при раскрытии «слепых» дальностей (при $S_1 > 0$ и исходном отсутствии обнаружения). При этом также выполняется дальнометрия с использованием реального измерения НЗС и квазиизмерения.

На рис. 8 показаны результаты моделирования по следующей пачке – с другим значением ППИ, при $S_2 > S_1$.

Эта дополнительная пачка предназначена для подтверждения одноцелевой ситуации, а также идентификации параметров ЛЧМ-сигнала объекта при поличастотном обнаружении в одном элементе разрешения дальности. При этом также выполняется дальнометрия (на ос-

нове измерений НЗС и частот) и определение скорости по измерениям частот.

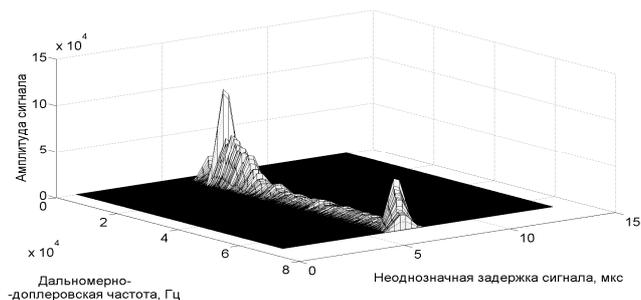


Рис. 7. Амплитуды сигнала объекта при S_1 и приращении ППИ в зависимости от ДДЧ и НЗС

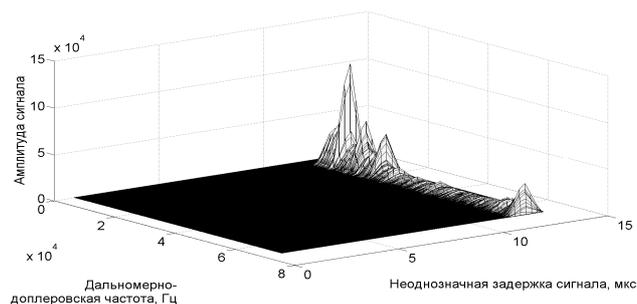


Рис. 8. Амплитуды сигнала объекта при $S_2 > S_1$ и приращении ППИ в зависимости от ДДЧ и НЗС

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изложенные в работе положения и вычислительные процедуры, подтвержденные математическим моделированием, в совокупности представляют собой теоретическую основу для разработки унифицированного метода наблюдения малоскоростного объекта со сложным спектром на фоне мешающих отражений от земли.

Такой метод реализуем при типовом квазинепрерывном излучении радара и потенциально обеспечивает:

- совмещенное раскрытие зон «слепых» дальностей и традиционно «слепых» скоростей, гарантируя при этом возможность обнаружения объекта по «фюзеляжной» компоненте его спектра, смещенной ЛЧМ;

- идентификацию параметров сигнала объекта или выявление многоцелевой ситуации при полицастотных обнаружениях в одном элементе разрешения дальности;
- повышение информативности сеанса обнаружения за счет совмещения процедур: раскрытия «слепых» дальностей и определения дальности по задержкам сигнала; идентификации множественных параметров сигнала одного объекта и определения его дальности/скорости частотным способом;
- сокращение времени на сеанс обнаружения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пат. RU 2 697 509 C2 Российская Федерация, МПК G01S 13/08 (2006/02). Способ обнаружения, измерения дальности и скорости низколетящей малоскоростной цели в импульсно-доплеровских радиолокационных станциях при высокой частоте повторения и инвертируемой линейной частотной модуляции / Коврегин В.Н., Коврегина Г.М.; приор. 25.05.2017; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, опубл. 15.08.2019, Бюл. №23.
- [2] Пат. RU 2 692 912 C1 Российская Федерация, МПК G01S 13/00, G01S 13/00 (2006/01). Способ одновременного измерения дальности, скорости и ускорения малоскоростной маневрирующей воздушной цели в импульсно-доплеровских радиолокационных станциях при высокой частоте повторения импульсов и линейной частотной модуляции / Коврегин В.Н., Коврегина Г.М.; приор. 13.02.2018; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, опубл. 01.07.2018, Бюл. №19.
- [3] Kovregin, V., Kovregina, G., Adaptive-robust methods for detecting, capturing and tracking hovering, low- and high-speed objects in integrated radar-inertial systems with quasi-continuous radiation. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9470845> (дата обращения: 17.10.2021).
- [4] Справочник по радиолокации. Нью-Йорк, 1970. Том 3. Пер. с англ. под ред. К.Н Трофимова. М.: Сов. радио, 1978. 528 с.
- [5] Справочник по радиолокации / под ред. М.И. Скольника. Пер. с англ. под общей ред. В. С. Вербы. В 2-х книгах. Книга 2. Москва: Техносфера, 2015. 680 с.
- [6] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Коврегин В.Н, Коврегина Г.М., Меркулова И.И. Летная отработка распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. №1. С. 222–231.
- [7] Коврегин В.Н, Коврегина Г.М. Адаптивно-робастная идентификация и фильтрация бинарных наблюдений нескольких целей // XII международная научно-техническая конференция «Радиолокация, навигация и связь». 2006. Том 3. С. 1480–1484.

Комплексная навигационная система наземного колесного робота

К.С. Лельков
кафедра 305,
Московский авиационный институт
Москва, Россия
kon.lelkov@gmail.com

А.И. Черноморский
кафедра 305,
Московский авиационный институт
Москва, Россия
chernomorsky@yandex.ru

Аннотация—Представлены результаты разработки комплексной навигационной системы наземного колесного робота. Алгоритм навигационной системы основан на использовании сигма-поинт-фильтра для комплексирования измерений одометрической и спутниковой подсистем и курсового гироскопа, а также для учета ошибок, порождаемых проскальзыванием колес робота относительно подстилающей поверхности. Приведены результаты моделирования работы разработанной комплексной навигационной системы.

Ключевые слова—навигация, проскальзывание колес, колесный робот, комплексирование измерений.

I. ВВЕДЕНИЕ

При построении навигационных систем наземных колесных роботов (НКР) одной из основных измерительных подсистем является одометрическая подсистема, позволяющая использовать алгоритмы счисления пути для определения навигационных параметров робота. Однако измерения одометрической подсистемы содержат большое количество погрешностей, поэтому на практике часто используются дополнительные измерительные подсистемы, такие как спутниковая навигационная система (СНС) или системы технического зрения, для коррекции навигационного решения. Основными компонентами погрешности одометрических подсистем являются: дискретность энкодера; деформация окружности колеса; проскальзывание колес относительно подстилающей поверхности. Дискретность энкодера определяет минимальный поворот колеса, который может измерить датчик. Деформация окружности колеса приводит к появлению систематической ошибки расчета при использовании алгоритмов счисления пути. Проскальзывание колес определяется коэффициентом их сцепления с подстилающей поверхностью и может носить случайный характер.

В Московском авиационном институте (МАИ) разрабатывается наземный колесный робот для автоматизированного технического осмотра наружной поверхности воздушного судна (ВС) на предмет наличия дефектов. Специфика работы такого НКР заключается в том, что он должен осуществлять автономное перемещение вблизи ВС, а в некоторых случаях – и под ним. Для реализации навигационного решения НКР разработана комплексная навигационная система (КНС), содержащая одометрическую подсистему, приемник СНС и курсовой гироскоп. В условиях перемещения в непосредственной близости от ВС коррекция одометрической подсистемы по измерениям СНС не всегда возможна вследствие возможности кратковременного отсутствия сигналов от СНС. С другой стороны, существенным фактором, влияющим на точность навигационного решения, является

проскальзывание колес НКР относительно подстилающей поверхности. С этой целью предлагается подход к комплексированию навигационной системы, обеспечивающий в значительной мере компенсацию погрешностей одометрической подсистемы, порождаемых проскальзыванием колес, а также компенсацию погрешностей, порождаемых кратковременным отсутствием информации от СНС. Анализ процедуры осмотра наружной поверхности ВС и соответствующих экспериментальных результатов показывает, что для эффективной автоматизации этой процедуры ошибка позиционирования НКР не должна превышать 0,5 м, а ошибка его ориентации не должны превышать 3 град.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Будем полагать, что НКР обладает тремя степенями свободы (двумя поступательными и одной вращательной) и осуществляет перемещения, порождаемые вращением его колес, по относительно ровной горизонтальной подстилающей поверхности. Будем полагать также, что при перемещениях НКР возможны поперечные проскальзывания его колес относительно подстилающей поверхности в точках их соприкосновения с ней. Таким образом, проскальзывания колес порождают углы $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ отклонения векторов линейных скоростей каждого из колес от их продольных осей $O_{b1}X_{b1}, O_{b2}X_{b2}, O_{b3}X_{b3}, O_{b4}X_{b4}$ (рис. 1).

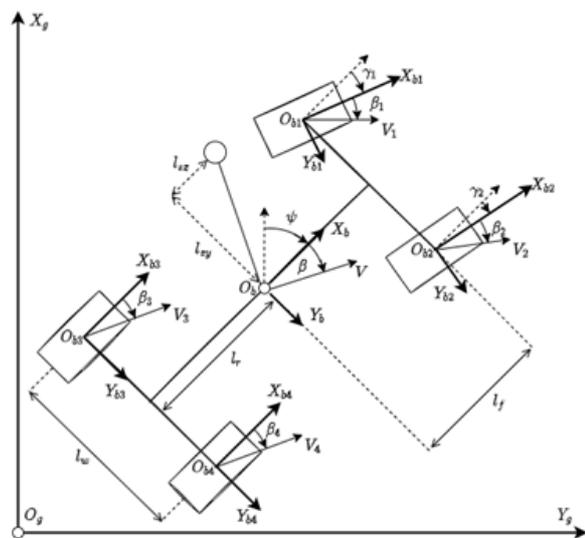


Рис. 1. Кинематические параметры движения НКР

В этом случае математическую модель НКР с учетом результатов работы [1] можно представить в виде упрощенных кинематических соотношений:

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{l_f \tan \left(\frac{1}{2} (\beta_3 + \beta_4) \right) / (l_f + l_r) + l_r \tan \left(\frac{1}{2} (\gamma_1 + \gamma_2 + \beta_1 + \beta_2) \right) / (l_f + l_r)}{\frac{V \cos \theta}{l_f + l_r} \left(\tan \left(\frac{\gamma_1 + \gamma_2 + \beta_1 + \beta_2}{2} \right) - \tan \left(\frac{\beta_3 + \beta_4}{2} \right) \right)} \right); \quad (1)$$

$$\begin{aligned} V_{xg} &= \frac{\cos \psi}{4} (V_1 \cos(\beta_1 + \gamma_1) + V_2 \cos(\beta_2 + \gamma_2)) + \\ &+ \frac{\cos \psi}{4} (V_3 \cos \beta_3 + V_4 \cos \beta_4) - \\ &- \frac{\sin \psi}{4} (V_1 \cos(\beta_1 + \gamma_1) + V_2 \cos(\beta_2 + \gamma_2)) - \\ &- \frac{\sin \psi}{4} (V_3 \cos \beta_3 + V_4 \cos \beta_4); \quad (2) \\ V_{yg} &= \frac{1}{4} \left(V_1 \cos(\beta_1 + \gamma_1) + V_2 \cos(\beta_2 + \gamma_2) + V_3 \cos \beta_3 + V_4 \cos \beta_4 \right) \sin \psi + \\ &- \frac{1}{4} \left(V_1 \cos(\beta_1 + \gamma_1) + V_2 \cos(\beta_2 + \gamma_2) + V_3 \cos \beta_3 + V_4 \cos \beta_4 \right) \cos \psi; \end{aligned}$$

где V_{xg}, V_{yg} – северная и восточная составляющие линейной скорости перемещения НКР (рис. 1); $\dot{\psi}$ – угловая скорость разворота НКР по углу курса ψ ; V_1, V_2, V_3, V_4 – линейные скорости каждого из колес НКР; γ_1, γ_2 – углы поворота первого и второго колес; $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ – углы проскальзывания колес НКР; V – вектор линейной скорости движения НКР; θ – угол сноса, характеризующий отклонение вектора скорости V от продольной оси $O_b X_b$; l_f, l_r – смещения соответственно передней и задней осей колёсных пар от центра масс O_b НКР.

III. АЛГОРИТМ НАВИГАЦИИ

Задачей КНС является определение навигационных параметров НКР (координат местоположения x_g, y_g и угла курса ψ) в процессе его перемещений по заданной траектории. Определение этих параметров будем осуществлять на основе измерений одометрической подсистемы (угловых скоростей $\omega_{1o}, \omega_{2o}, \omega_{3o}, \omega_{4o}$ вращения колес и угла γ_o поворота передней колесной пары), приемника СНС ($x_{gs}, y_{gs}, \dot{x}_{gs}, \dot{y}_{gs}$) и курсового гироскопа ($\dot{\psi}_{avs}$).

Эти измерения поступают на вход фильтра Калмана. В этом фильтре формируются оценки кинематических и навигационных параметров движения НКР. Оценки навигационных параметров НКР могут быть в дальнейшем использованы системой автоматического управления (САУ) для осуществления автономного перемещения НКР по заданной траектории.

Применительно к решаемой задаче вектор состояния \mathbf{X} имеет вид:

$$\mathbf{X} = [x_g, y_g, V_{xg}, V_{yg}, \psi, \dot{\psi}, \gamma_1, \gamma_2, \omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \theta]^T \quad (3)$$

Уравнения динамики системы и измерений фильтра Калмана в общем виде таковы [2, 3]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{F} \times \mathbf{X} + \mathbf{w}; \\ \mathbf{Z} &= \mathbf{H} \times \mathbf{X} + \mathbf{v}, \end{aligned} \quad (4)$$

где \mathbf{X} – вектор состояния системы; \mathbf{F} – матрица динамики системы; \mathbf{w}, \mathbf{v} – соответственно векторы белых шумов динамики системы и измерений с нулевыми математическими ожиданиями; \mathbf{Z} – вектор измерений; \mathbf{H} – матрица измерений.

Ввиду наличия нелинейных связей между компонентами соотношений (1), (2), оценки элементов вектора состояния (3) будем находить с использованием модификации фильтра Калмана для нелинейных систем – сигма-поинт-фильтра [4, 5]. Уравнения динамики системы и измерений такого фильтра в дискретной форме имеют вид:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}_{m+1} &= f(\mathbf{X})_m + \mathbf{w}; \\ \mathbf{Z}_m &= h(\mathbf{X})_m + \mathbf{v}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $f(\mathbf{X})$ – нелинейная функция динамики системы; $h(\mathbf{X})$ – нелинейная функция измерений; m – шаг дискретизации.

Нелинейную функцию динамики системы $f(\mathbf{X})$ запишем на основе (1), (2):

$$\begin{aligned} f(x_1) &= x_g + V_{xg} dt; \\ f(x_2) &= y_g + V_{yg} dt; \\ f(x_3) &= 0,25r_w \cos(\psi + \theta)(\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4); \\ f(x_4) &= 0,25r_w \sin(\psi + \theta)(\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4); \\ f(x_5) &= \psi + \dot{\psi} dt; \\ f(x_6) &= \frac{0,25r_w (\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4) \cos \theta}{l_f + l_r} \times \\ &\times \left(\tan \left(\frac{\gamma_1 + \gamma_2 + \beta_1 + \beta_2}{2} \right) - \tan \left(\frac{\beta_3 + \beta_4}{2} \right) \right); \\ f(x_{13}) &= \tan^{-1} \left(\frac{l_f \tan \left(\frac{1}{2} (\beta_3 + \beta_4) \right) / (l_f + l_r) + l_r \tan \left(\frac{1}{2} (\gamma_1 + \gamma_2 + \beta_1 + \beta_2) \right) / (l_f + l_r)}{\frac{V \cos \theta}{l_f + l_r} \left(\tan \left(\frac{\gamma_1 + \gamma_2 + \beta_1 + \beta_2}{2} \right) - \tan \left(\frac{\beta_3 + \beta_4}{2} \right) \right)} \right); \end{aligned} \quad (6)$$

где r_w – радиус колес НКР.

При формировании модели измерений будем разделять ее на три канала в соответствии с каналами коррекции по измерениям приемника СНС, курсового гироскопа и одометрической подсистемы. Такой подход часто используется в системах, где частоты измерений, посту-

пающих от разных источников, существенно различаются [6]. Применительно к разрабатываемому НКР частота измерений курсового гироскопа составляет 100 Гц, частота измерений одометрической подсистемы – 20 Гц, а частота измерений приемника СНС – 1 Гц.

Модель измерений одометрической подсистемы имеет линейный характер, поэтому уравнение измерений в этом случае можно представить в виде (3). При этом вектор измерений \mathbf{Z}_{odo} одометрической системы примет вид:

$$\mathbf{Z}_{odo} = \begin{bmatrix} \omega_{1o} \\ \omega_{2o} \\ \omega_{3o} \\ \omega_{4o} \\ \gamma_o - \gamma_o^2 \frac{l_w}{l_f + l_r} \\ \gamma_o + \gamma_o^2 \frac{l_w}{l_f + l_r} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Соответствующая матрица измерений \mathbf{H}_o такова:

$$\mathbf{H}_o = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

Измерения курсового гироскопа также можно представить в линейном виде (3). Вектор измерений \mathbf{Z}_{avs} в этом случае состоит из одного элемента:

$$\mathbf{Z}_{avs} = \dot{\psi}_{avs} \quad (9)$$

Матрица измерений \mathbf{H}_g принимает вид:

$$\mathbf{H}_g = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (10)$$

Модель измерений СНС имеет нелинейный характер, поэтому для записи соответствующего уравнения измерений будем использовать нелинейную модель (5). Вектор измерений \mathbf{Z}_s содержит все измерения приемника СНС:

$$\mathbf{Z}_s = [x_{gs}, y_{gs}, \dot{x}_{gs}, \dot{y}_{gs}]^T \quad (11)$$

Нелинейная функция измерений $h_s(\mathbf{X})$ при этом такова:

$$\begin{aligned} h_s(x_1) &= x_g + l_{sx} \cos \psi - l_{sy} \sin \psi; \\ h_s(x_2) &= y_g + l_{sx} \sin \psi + l_{sy} \cos \psi; \\ h_s(x_3) &= \dot{x}_g + \dot{\psi} l_{sx} \cos \psi - \dot{\psi} l_{sy} \sin \psi; \\ h_s(x_4) &= \dot{y}_g + \dot{\psi} l_{sx} \sin \psi + \dot{\psi} l_{sy} \cos \psi, \end{aligned} \quad (12)$$

где l_{sx}, l_{sy} – смещения антенны приемника СНС вдоль соответствующих осей связанной с НКР системы координат.

При синтезе фильтра использованы значения параметров соответствующих белых шумов, рекомендуемые в работах [7, 8].

IV. МОДЕЛИРОВАНИЕ

Моделирование движения НКР осуществлялось в среде Matlab. Целью моделирования явилась оценка точности определения навигационных параметров НКР по предложенному алгоритму КНС, в том числе и в условиях кратковременного отсутствия сигналов от СНС, а также оценка точности определения параметров проскальзывания колес НКР относительно подстилающей поверхности. Моделирование осуществлялось при следующих параметрах: $r_w = 0,125$ м, $l_r = 0,4$ м, $l_f = 0,4$ м, $l_w = 0,6$ м, $l_{sx} = 0,5$ м, $l_{sy} = 0,1$ м, $\beta_1 = 0,017 \cdot \sin(0,014t)$, $\beta_2 = -0,025 \cdot \cos(0,005t)$, $\beta_3 = -0,025 \cdot \sin(0,014t)$, $\beta_4 = 0,017 \cdot \sin(0,005t)$, время моделирования – $t = 15$ мин, интервал отсутствия сигналов от СНС – [600, 800] с.

Предварительные экспериментальные исследования измерительных подсистем НКР показали, что в общем случае шумы этих систем не являются белыми. При моделировании будем формировать модели шумов измерений в виде выходов формирующих фильтров со входными белыми шумами [7]. При этом ошибка δ_{CHC} измерений приемника СНС формируется в виде суммы белого и цветного шумов:

$$\begin{aligned} \delta_{CHC} &= \delta_{CHC}^c + \Delta_{CHC}^c + \delta_{CHC}^o; \\ \dot{\Delta}_{CHC}^c &= \mu \Delta_{CHC}^c + \sqrt{2\sigma^2 \mu} \varepsilon, \end{aligned} \quad (13)$$

где δ_{CHC}^c – постоянная величина (при моделировании – 1,2 м для измерений широты и 2,4 м для измерений долготы); δ_{CHC}^o – белый шум с СКО 2,1 м; Δ_{CHC}^c – «цветной» шум, заданный в виде случайного процесса с указанным формирующим фильтром; μ – декремент затухания (при моделировании – $0,1 \text{ c}^{-1}$); σ – СКО ошибки СНС (при моделировании – 2,1 м); ε – белый шум единичной интенсивности (м).

Ошибки измерений угловой скорости вращения колес НКР энкодерами были представлены в виде белого шума с СКО 0,1 рад/с. Ошибка измерения угла поворота оси передней колесной пары НКР также была представлена в виде белого шума с СКО 0,01 рад.

Ошибка измерений курсового гироскопа была представлена в виде суммы статического сдвига нуля (–0,2 град/с) и белого шума с СКО 3 град/с.

В процессе моделирования выявлено, что при кратковременном отсутствии сигналов от СНС не происходит существенной потери точности навигационного решения. Анализ результатов моделирования (рис. 2, 3, 4) показывает, что СКО ошибки оценки местоположения НКР составляет 0,35 м, а СКО ошибки оценки угла курса – 1,94 град. В результате моделирования удалось также получить оценку угла сноса НКР, которая явно коррели-

рует с заданными при моделировании углами проскальзывания колес. СКО ошибки оценки угла сноса НКР составляет 0,3 град. Результаты моделирования показывают также, что принятая модель фильтра с упрощенной моделью шумов измерений обеспечивает эффективное решение навигационной задачи НКР в соответствии с поставленными требованиями.

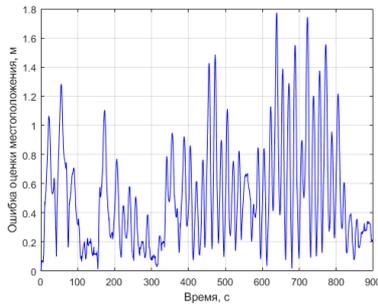


Рис. 2. Ошибка оценки местоположения НКР

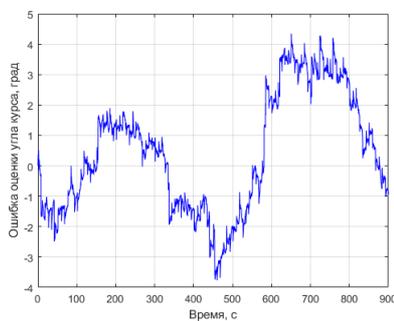


Рис. 3. Ошибка оценки угла курса НКР

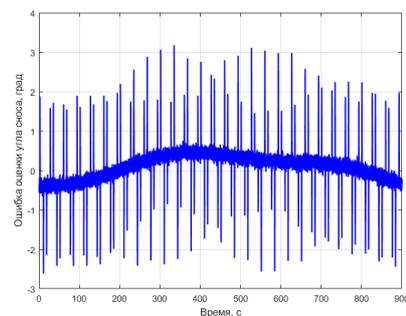


Рис. 4. Ошибка оценки угла сноса НКР

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен подход к формированию комплексной навигационной системы для наземного колесного робота. Особенностью этого подхода является учет в ее алгоритме ошибок одометрической подсистемы, порождаемых проскальзыванием колес. Результаты моделирования подтвердили эффективность предложенного решения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Rajamani, R., *Vehicle Dynamics and Control*, Mechanical Engineering Series, USA, 2012, doi 10.1007/978-1-4614-1433-9.
- [2] Kalman, R.E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems, *Journal of Basic Engineering*, 82: 35–4, USA, 1960, doi:10.1115/1.3662552.
- [3] Степанов О.А. Рекуррентное оценивание и фильтрация: предистория и современное состояние // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2010. №12. С. 10–16.
- [4] Wan, E. & Merwe, R., *The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation*, 2000, 153–158, doi:10.1109/ASSPCC.2000.882463.
- [5] Wan, E. & Merwe, R., *The Unscented Kalman Filter. Kalman Filtering and Neural Networks*, 2009, 221–280, doi: 10.1002/0471221546.ch7.
- [6] Fatehi, Alireza & Huang, Biao, Kalman filtering approach to multi-rate information fusion in the presence of irregular sampling rate and variable measurement delay, *Journal of Process Control*, 2017, 53, 15–25, doi:10.1016/j.jprocont.2017.02.010.
- [7] Алёшин Б.С. Ориентация и навигация подвижных объектов : современные информационные технологии / под ред. Б.С. Алёшина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 424 с.
- [8] Plekhanov, V.E., Tikhonov, V.A., Veremeenko, K.K., *Integrated Inertial and Satellite Navigation System Based on Micromechanical Module*, *Proceedings of the 5th Saint-Petersburg Int. Conf. on Integrated Navigation Systems*, 1998, pp. 95–101.

Решение задачи совместного оценивания аномалий силы тяжести и вертикального движения применительно к морскому объекту

А.В. Соколов
Университет ИТМО,
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия
<https://orcid.org/0000-0002-6423-1591>

А.В. Моторин
Университет ИТМО,
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия
<https://orcid.org/0000-0002-2093-5079>

О.А. Степанов
Университет ИТМО,
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия
<https://orcid.org/0000-0003-3640-3760>

А.А. Краснов
Университет ИТМО,
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия
<https://orcid.org/0000-0003-0298-2418>

Аннотация—В рамках байесовского подхода рассматривается задача оптимального совместного оценивания аномалий силы тяжести и вертикального движения носителя, включая его инерционные ускорения, решаемая применительно к морскому объекту с использованием калмановских, в том числе и адаптивных, алгоритмов оценивания – фильтрации и сглаживания. Исследуется потенциальная точность оценивания и чувствительность алгоритмов к неточности задания параметров модели. Проводится сопоставление байесовских и традиционных стационарных алгоритмов фильтрации и сглаживания.

Ключевые слова—аномалия силы тяжести, байесовское оценивание, фильтр Калмана, морская гравиметрия, гравиметрическая съемка, стационарный алгоритм.

I. ВВЕДЕНИЕ

Знание гравитационного поля Земли необходимо для решения ряда задач геодезии, геофизики и высокоточной инерциальной навигации. Для изучения поля силы тяжести широко применяются измерения с борта подвижных объектов. При этом выполнение морских и аэрогравиметрических съемок на сегодняшний день особенно актуально, поскольку эти методы позволяют получить данные с более высоким пространственным разрешением по сравнению с методами космической геодезии [1–7].

При обработке данных гравиметрической съемки на подвижных объектах одной из наиболее сложных задач является выделение полезного сигнала – аномалии силы тяжести (АСТ) на фоне вертикальных инерционных ускорений носителя. Поскольку спектры полезного сигнала и помехи применительно к морскому объекту разнесены, задачу оценивания АСТ удастся решить с приемлемой на сегодняшний день точностью путем фильтрации/сглаживания измерений гравиметра с использованием стационарных фильтров [1, 2, 8].

Вместе с тем в рамках байесовского подхода может быть сформулирована и решена задача оптимального совместного оценивания аномалий силы тяжести и вертикального движения носителя, включая его инерционные ускорения.

В рамках такой постановки предполагается, что в состав оцениваемого вектора состояния включаются ком-

поненты, соответствующие модели вертикальных перемещений носителя и аномалий силы тяжести, а также компоненты, учитывающие динамические свойства демпфированного чувствительного элемента гравиметра. При точно известных параметрах используемых моделей задача является линейной и может быть решена с использованием фильтра Калмана или соответствующих оптимальных нестационарных алгоритмов сглаживания. Помимо получения оптимальной оценки, такие алгоритмы предоставляют возможность судить о потенциальной точности решения задачи оценивания. Однако при обработке реальных данных возникают вопросы соответствия моделей и их параметров действительным условиям съемки, а также анализа точности работы таких алгоритмов в реальных условиях, когда используемые модели и параметры могут отличаться от действительных. Существенно, что в рамках того же байесовского подхода может быть решена задача анализа чувствительности, позволяющая выявить параметры, расстройка по отношению к которым оказывает заметное влияние на точность решения задачи. Это, в свою очередь, позволяет сформулировать адаптивную нелинейную задачу, при решении которой не только вырабатывается оценка искомого вектора состояния, но и уточняются наиболее значимые параметры моделей. Кроме того, предложенный подход создает предпосылки для анализа эффективности используемых на практике субоптимальных фильтров, в частности используемых в настоящее время субоптимальных стационарных фильтров. Описанный подход активно развивается авторами в последнее время [9–13]. В настоящем докладе приводится его подробное описание и использование для решения задачи совместного оценивания аномалий силы тяжести и вертикального движения носителя применительно к морскому объекту.

Структура доклада следующая. Во второй части в рамках байесовского подхода формулируется задача совместного оценивания аномалий силы тяжести и вертикального движения носителя применительно к морскому объекту и кратко описываются оптимальные байесовские и сопоставляемые с ними алгоритмы ее решения. В третьей части анализируется потенциальная точность и чувствительность байесовских алгоритмов к параметрам модели. В четвертой – проводится сравнение байесовских и традиционных стационарных алгоритмов

на реальных данных в части оценивания АСТ. В пятой – обсуждаются результаты оценивания вертикальных перемещений, полученных на стенде и с использованием результатов гравиметрической съемки. В заключительной части приведены выводы.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ЕЕ РЕШЕНИЕ

A. Постановка задачи

Опираясь на работы [1, 8, 11], сформулируем в рамках байесовского подхода рассматриваемую в докладе постановку задачи, которая заключается в оценивании вектора состояния, описываемого с помощью формирующего фильтра:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -\beta x_1 + x_2, \\ \dot{x}_2 &= -\beta x_2 + x_3, \\ \dot{x}_3 &= -\beta x_3 + w_{\Delta g}, \\ \dot{x}_4 &= x_5, \\ \dot{x}_5 &= x_6, \\ \dot{x}_6 &= -a_3 x_4 - a_2 x_5 - a_1 x_6 + w_{\Delta h}, \\ \dot{x}_7 &= -\frac{1}{T_g} [x_7 + \beta \zeta x_1 - x_2 + x_6] + \frac{1}{T_g} [\tilde{g}_N + \tilde{g}_E] + \frac{1}{T_g} w_E, \end{aligned} \quad (1)$$

по измерениям гравиметра, представляемым в виде

$$y = x_7 + v_g, \quad (2)$$

где v_g – бел шумная составляющая погрешности гравиметра.

В формирующем фильтре (1) переменные состояния $x_{1,2,3}$ определяют модель Джордана [14] для АСТ в виде линейной комбинации

$$\Delta g = -\beta \zeta x_1 + x_2. \quad (3)$$

Коэффициент $\beta = \frac{V \sigma_{\Delta g / \Delta p}}{\sqrt{2} \sigma_{\Delta g}}$ зависит от параметров:

$\sigma_{\Delta g}^2$ – дисперсия АСТ; $\sigma_{\Delta g / \Delta p}$ – величина, характеризующая изменчивость АСТ, V – скорость движения носителя; $\zeta = (\sqrt{5} - 1) / \sqrt{5}$, $w_{\Delta g}$ – порождающий белый шум интенсивности $10\beta^3 \sigma_{\Delta g}^2$.

Переменные состояния $x_{4,5,6}$ задают модель вертикального движения носителя и соответствуют его вертикальным перемещениям, скоростям и ускорениям [15]. Здесь $w_{\Delta h}$ – порождающий белый шум с интенсивностью $2\sigma_{\tilde{h}}^2 (a_1 a_2 - a_3) / a_2$, где $a_3 = \gamma(\lambda^2 + \mu^2)$, $a_2 = \lambda^2 + \mu^2 + 2\gamma\mu$, $a_1 = 2\mu + \gamma$, $\gamma = 0.1c^{-1}$, $\lambda = \frac{2\pi}{T_a}$, $\mu = \frac{1}{3kT_a}$. Для этой модели вводится три параметра: T_a – преобладающий период; k – нерегулярность, $\sigma_{\tilde{h}}^2$ – среднее квадратическое отклонение (СКО) вертикальных ускорений.

Переменная состояния x_7 описывает модель чувствительного элемента (ЧЭ) гравиметра, в которой T_g – его постоянная времени; w_E – погрешность вычисления поправки Этвеша, в целях упрощения задаваемая гауссовским белым шумом с известной интенсивностью; \tilde{g}_N , \tilde{g}_E – поправки за нормальное ускорение силы тяжести и эффект Этвеша, вычисляемые по известным соотношениям [1]. Заметим, что учет динамических свойств ЧЭ гравиметра с помощью последней компоненты вектора состояний x_7 позволяет исключить традиционно используемую процедуру восстановления сигнала при синтезе описываемых далее оптимальных алгоритмов фильтрации и сглаживания [1].

B. Алгоритмы решения

В работе в дальнейшем рассматриваются 3 основных алгоритма.

Калмановский алгоритм (алгоритм 1), представляющий собой оптимальный байесовский алгоритм фильтрации и сглаживания, синтезированный для фиксированных значений всех параметров моделей [1, 8]. Так как задача (1), (2) линейная при рассматриваемых условиях, то алгоритм решения задачи фильтрации представляет собой фильтр Калмана. Особенность решения задачи сглаживания заключается в том, что при получении оценки на текущий момент времени используются не только прошлые, но и будущие по отношению к этому моменту времени измерения. Примененный алгоритм сглаживания реализует рекуррентные соотношения, предполагающие обработку оценок, полученных в режиме фильтрации, в обратном времени [1, 8, 16]. В этом алгоритме обеспечивается не только вычисление оптимальных оценок фильтрации и сглаживания всех компонент вектора состояния, включая АСТ, вертикальные перемещения, скорости и ускорения, но и вычисление соответствующих значений среднее квадратических погрешностей (СКП) их оценок. СКП характеризуют потенциальную точность оценивания в рассматриваемой задаче при фиксированных значениях параметров моделей и определяются диагональными элементами матрицы ковариаций, вырабатываемой в алгоритме в режиме фильтрации/сглаживания.

Сведение рассматриваемой задачи к стандартной байесовской постановке задачи оптимального оценивания вектора состояния, описываемого с помощью формирующего фильтра (1), по измерениям (2) позволяет кроме всего прочего воспользоваться хорошо разработанным аппаратом для анализа чувствительности алгоритмов оценивания к неточности задания параметров приведенной модели. В докладе такой анализ выполняется с использованием модифицированного варианта универсальной программы [17]. На этом этапе удастся выявить набор параметров, в наибольшей степени влияющих на точность оценивания при отличии используемых в алгоритме значений от реальных величин. Применительно именно к этим параметрам и синтезируется описываемый далее адаптивный алгоритм фильтрации и сглаживания.

Адаптивный алгоритм фильтрации и сглаживания (алгоритм 2), построенный по аналогии с тем, как это сделано в работах [8–12]. В этом алгоритме сначала в режиме

фильтрации с использованием банка фильтров Калмана оцениваются (идентифицируются) неизвестные параметры модели, необходимость адаптации к которым выявлена на этапе анализа чувствительности. После чего с использованием полученных оценок параметров модели и оценок фильтрации, как и в алгоритме 1, реализуется режим сглаживания. При построении адаптивного алгоритма с целью сокращения объема вычислений применяется процедура интегрирования по части переменных [18–20].

Традиционно применяемый стационарный алгоритм сглаживания (алгоритм 3), реализуемый путем обработки в прямом времени измерений гравиметра и в обратном времени – полученной оценки стационарным фильтром с передаточной функцией, соответствующей последовательно включенным апериодическому звену первого порядка и фильтру Баттерворта четвертого порядка с различными постоянными времени, с предварительной процедурой восстановления сигнала гравиметра [1, 2].

III. АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ И ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ТОЧНОСТИ

Анализ чувствительности заключается в исследовании погрешностей алгоритмов при отличии параметров, используемых при настройке моделей, от их истинных значений. Как правило, он заключается в вычислении трех значений СКП: оптимального, характеризующего потенциальную точность – для случая, когда настраиваемые и действительные параметры согласованы; действительного – характеризующего действительную точность алгоритма при неверно настроенных параметрах; расчетного – соответствующего вырабатываемой в алгоритме в процессе решения характеристике точности. Все расчеты, как уже отмечалось выше, выполнены с использованием модернизированного варианта специализированной программы, описанной в [17].

Результаты проведенного анализа представлены в табл. 1 в приложении. Первые 4 столбца соответствуют значениям параметров модели: параметр без звездочки – истинным значениям, используемым в моделировании, со звездочкой – значениям параметров, заданным в алгоритме обработки. Столбец «опт.» соответствует СКП оптимального алгоритма. СКП оценивания вертикальных перемещений указано в процентах относительно амплитуды вертикальных перемещений. Столбец «действ.» показывает процент превышения действительного СКП над оптимальным, т.е. проигрыш в точности при неверной настройке параметра. Столбец «расчетн.» соответствует проценту превышения расчетных СКП над действительными, при этом знак «минус» соответствует случаям, когда расчетное СКП ниже действительного, т.е. случаям, когда алгоритм завывает собственную точность.

Табл. 1 содержит результаты расчета чувствительности к преобладающему периоду и значению СКО вертикальных ускорений при фиксированном значении нерегулярности $k = 1$. Из таблицы видно, что отличие значения преобладающего периода вертикальных ускорений, заданного в алгоритме 1, от действительного на (5-20) секунд приводит к снижению точности оценивания АСТ и вертикальных перемещений относительно оптимального решения на (5-30)% в режиме сглаживания и на (15-50)% – в режиме фильтрации. При отличии СКО вертикальных ускорений, заданного в алгоритме 1, от действительного на

(5-40) Гал потери в точности оценивания АСТ относительно оптимального алгоритма, составляют (2-10)% в режиме сглаживания и порядка 10% – в режиме фильтрации. Потери в точности оценивания вертикальных перемещений составляют примерно (3-8)% в режиме сглаживания и (4-7)% – в режиме фильтрации. Отметим также, что при наличии расстройки во всех случаях наблюдается заметное отличие расчетных и действительных значений СКП.

Таким образом, можно констатировать, что и оценки АСТ, и оценки вертикальных перемещений более чувствительны к неточности задания периода вертикальных ускорений, чем к СКО. Тем не менее в настоящей работе в адаптивном алгоритме оценивались и СКО вертикальных ускорений, и их преобладающий период.

Потенциальная точность оценивания АСТ в режиме сглаживания составила порядка 0,2-0,3 мГал (СКП), что в 3-5 раз лучше соответствующих значений для режима фильтрации. Потенциальная точность оценивания вертикальных перемещений в режиме сглаживания характеризуется в пределах 1% от амплитуды (СКП), что в 2-3 раза точнее по сравнению с режимом фильтрации.

IV. СРАВНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ

Сравнение алгоритмов проводилось с использованием данных реальных галсов.

Пример оценок АСТ для рассматриваемых алгоритмов приведен на рис. 1–3. По данным десяти галсов разность оценок между алгоритмом 2 и алгоритмом 3 после завершения переходных процессов составляет менее 0,15 мГал.

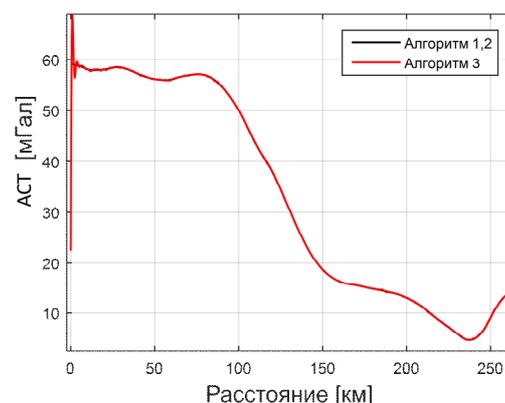


Рис. 1. Оценки АСТ в режиме сглаживания для различных алгоритмов

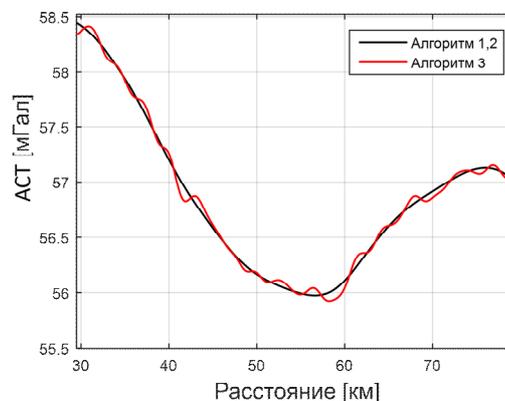


Рис. 2. Оценки АСТ в режиме сглаживания для различных алгоритмов (в увеличенном масштабе)

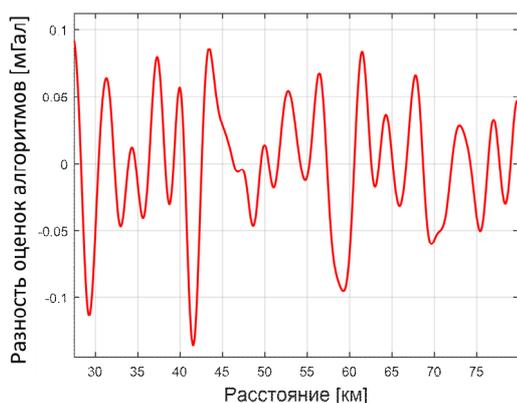


Рис. 3. Разность оценок алгоритмов 2 и 3

Приведенные выше результаты получены в стандартных для на надводного судна условиях измерений, когда СКО вертикальных ускорений на галсах составляет 20-30 Гал. При этом результаты для алгоритмов 1, 2 практически не отличаются, что обусловлено изначально удачным подбором параметров модели и неизменными условиями проведения измерений на всех галсах. Незначительные отличия оценок для алгоритмов 3 и 1 говорят о том, что традиционные стационарные фильтры в рассмотренных примерах обеспечивают точность, близкую к потенциальной.

На рис. 4, 5 приведены разности оценок АСТ, вырабатываемых алгоритмами 2 и 3, для одного из галсов, пройденного в прямом и обратном направлениях в спокойных погодных условиях (СКО вертикальных ускорений не более 5 Гал).

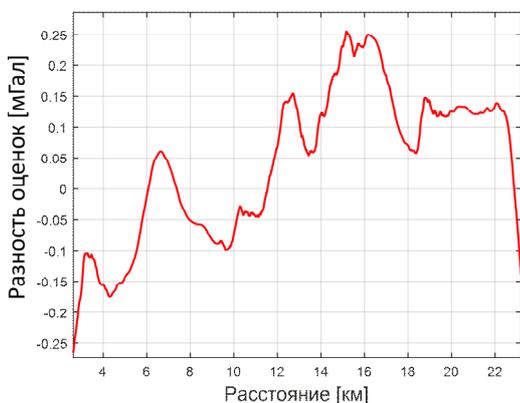


Рис. 4. Разность оценок АСТ алгоритма 2 при повторном прохождении галса

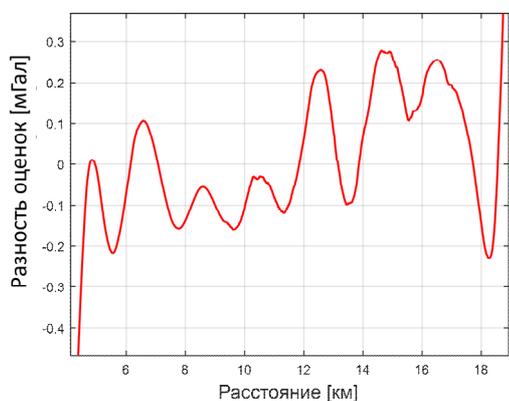


Рис. 5. Разность оценок АСТ алгоритма 3 при повторном прохождении галса

Этот же галс был пройден еще восемь раз в других погодных условиях. СКО вертикальных ускорений, полученных с использованием адаптивного и традиционного алгоритмов 2 и 3, приведены в табл. 2.

ТАБЛИЦА 2. СКО ВЕРТИКАЛЬНЫХ УСКОРЕНИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДАПТИВНОГО И ТРАДИЦИОННОГО МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ.

Номер галса	1	2	3	4	5	6	7	8
Алгоритм 2, Гал	29	41	29	33	17	9	17	25
Алгоритм 3, Гал	27	48	19	40	19	7	14	24

Близкие значения рассчитанных разными способами СКП позволяют сделать вывод об адекватности используемых в алгоритме 2 моделей и корректной работе алгоритма идентификации параметров. Идентифицированные преобладающие периоды ускорений находятся в широких пределах от 3 до 30 с на различных галсах. В реальных условиях определить этот параметр другим способом для сравнения представляется затруднительным.

Оценки АСТ, полученные по результатам восьми проходов галса в различных условиях, сравнивались с оценками АСТ, полученными при проходе этого же галса в спокойных условиях, которые принимались за эталонные. СКП разности выработанных оценок АСТ с эталонными для алгоритмов 2 и 3 изменяется в пределах 0,1-1 мГал.

Оценки АСТ, полученные с использованием алгоритмов 2 и 3, отличаются незначительно. Заметные отличия можно наблюдать только на переходных процессах, которые дольше у алгоритма 3.

V. РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНИВАНИЯ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ

При обработке данных стендовых испытаний было показано, что СКП оценивания вертикальных перемещений находится в пределах 1% от амплитуды при гармоническом характере перемещений.

Примеры полученных оценок вертикальных перемещений и ускорений для реальных данных приведены на рис. 6-7.

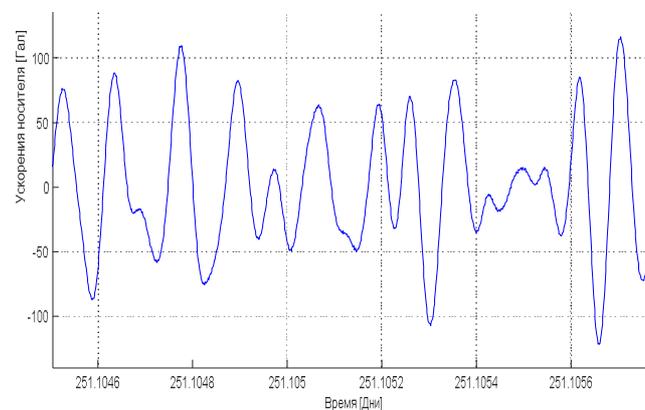


Рис. 6. Сглаженная оценка вертикальных ускорений носителя

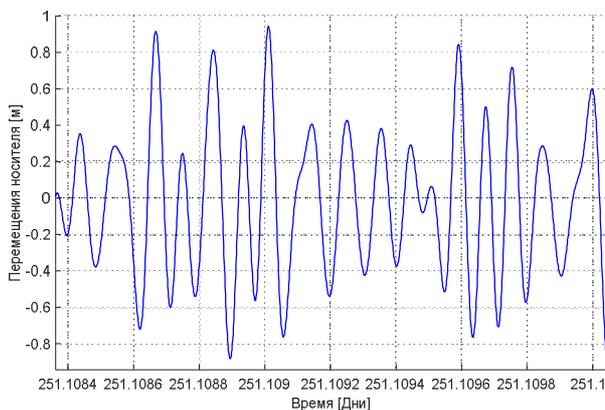


Рис. 7. Сглаженная оценка вертикальных перемещений носителя

Значения СКО вертикальных ускорений и перемещений, идентифицированные с использованием алгоритма 2, совпадают с выборочными СКО, рассчитанными путем осреднения сглаженной оценки вертикальных ускорений по времени при хороших погодных условиях съемки. Однако в ряде случаев при значительном волнении оценки параметров вертикального движения не всегда соответствуют их выборочным значениям, полученным непосредственно по реализациям оценок вертикальных перемещений. Выявление причин отмеченного несовпадения является предметом дальнейших исследований.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В докладе в рамках байесовского подхода рассмотрена и решена задача оптимального совместного оценивания (фильтрации и сглаживания) аномалий силы тяжести и вертикального движения. Описанный подход позволяет решать задачи анализа потенциальной точности фильтрации и сглаживания всех компонент вектора состояния и анализировать чувствительность оптимальных алгоритмов к неточности задания параметров используемых моделей. В рамках этого же подхода, кроме того, могут быть синтезированы адаптивные алгоритмы, позволяющие не только оценивать аномалии силы тяжести и вертикальное движение, но и одновременно идентифицировать наиболее значимые параметры модели. Кроме того, результаты, получаемые в рамках предлагаемой постановки, создают предпосылки для анализа эффективности применяемых на практике упрощенных алгоритмов, включая нередко применяемые стационарные алгоритмы фильтрации и сглаживания.

В работе возможности использования описанного подхода проиллюстрированы применительно к морскому подвижному объекту.

В частности, показано, что потенциальная точность оценивания АСТ в режиме сглаживания составила порядка (0,2-0,3) мГал (СКП), что в 3-5 раз точнее соответствующих значений для режима фильтрации. Потенциальная точность оценивания вертикальных перемещений в режиме сглаживания характеризуется в пределах 1% от амплитуды (СКП), что в 2-3 раза точнее по сравнению с режимом фильтрации.

Анализ чувствительности калмановских алгоритмов фильтрации/сглаживания выявил заметное влияние их настройки к периоду и СКО вертикальных ускорений, что обосновывает необходимость идентификации этих

параметров с использованием адаптивного алгоритма. Показано, что адаптивный алгоритм успешно справляется с идентификацией параметров модели вертикальных перемещений при различных условиях волнения. Применение адаптивного алгоритма в перспективе избавит от необходимости ручной настройки параметров. Оценка эффективности традиционно применяемого стационарного алгоритма показала, что достигаемая с его использованием точность незначительно отличается от потенциальной.

Результаты оценивания вертикальных перемещений в условиях стенда с использованием калмановских алгоритмов показали удовлетворительные результаты по точности оценивания вертикальных перемещений. Однако вопрос получения аналогичных результатов в условиях реальной качки является предметом дальнейших исследований.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / под общ. ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова; науч. редактор д.т.н. О.А. Степанов. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017. 390 с.
- [2] Соколов А.В., Краснов А.А., Железняк Л.К. Методы повышения точности морского гравиметра // Гироскопия и навигация. 2019. Том 27. №2 (105). С. 70–81.
- [3] Болотин Ю.В., Федоров А.В. Анализ точности калибровки авиационного гравиметра по повторных галсах // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика. Механика. 2008. №3. С. 49–57.
- [4] Bolotin, Y.V. and Yurist, S.S., Suboptimal smoothing filter for the marine gravimeter GT-2M, *Гироскопия и навигация*, 2011, vol. 2, no.3, pp. 152–155.
- [5] Голован А.А., Клевцов В.В., Конешов И.В., Смоллер Ю.Л., Юрист С.И. Особенности использования гравиметрического комплекса GT-2A в задачах аэрогравиметрии // Физика Земли. 2018. №4. С. 127–134.
- [6] Конешов В.Н., Непоклонов В.Б., Спиридонова Е.С., Максимова М.В. Особенности сравнительной оценки глобальных моделей гравитационного поля Земли // Физика Земли. 2020. № 2. С. 115–126.
- [7] Zheng, W. and Chen, X., An Approach to Gravity Anomaly Solution in Airborne Scalar Gravimetry, *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2021, pp. 1–9.
- [8] Stepanov, O.A., Koshaev, D.A., Motorin, A.V., Krasnov, A.A., and Sokolov, A.V., Algorithms for Integrated Processing of Marine Gravimeter Data and GNSS Measurements, 2020, *IFAC-PapersOnLine*, vol. 53, no. 2, pp. 500–505.
- [9] Motorin, A.V., Stepanov, O.A. Designing an error model for navigation sensors using the Bayesian approach, *IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems*, 2015, October, pp. 54–58.
- [10] Степанов О.А., Кошаев Д.А., Моторин А.В. Идентификация параметров модели аномалии в задаче авиационной гравиметрии методами нелинейной фильтрации // Гироскопия и навигация, 2015, №3(90). С. 95–101. DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.3.095-101.
- [11] Motorin, A., Stepanov, O., Sokolov, A., and Krasnov, A., Identification of the Model Parameters for a Damped Gravimeter, *28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, 2021, pp. 1–4.
- [12] Stepanov, O.A., Koshaev, D.A., and Motorin, A.V., Designing models for signals and errors of sensors in airborne gravimetry using nonlinear filtering methods, *Proc. of ION International technical meeting, ITM*, 2015, pp. 279–284.
- [13] Motorin, A.V., Koshaev, D.A., Sokolov, A.V., and Krasnov, A.A., Comparison of Stationary and Nonstationary Adaptive Filtering and Smoothing Algorithms for Gravity Anomaly Estimation on Board the Aircraft, *Proc. IAG Symposium on Terrestrial Gravimetry “Static and Mobile Measurements”*, 2016, pp. 53–60.

- [14] Jordan, S.K., Self-consistent Statistical Models for Gravity Anomaly and Undulation of the Geoid, *Journal of Geophysical Research*, 1972, 77/(20), 2156–2202.
- [15] Ривкин С.С. Определение линейных скоростей и ускорений качки корабля инерциальным методом. Ленинград: ЦНИИ «Румб», 1980.
- [16] Rauch, H.E., Tung, F., and Striebel, C.T., Maximum likelihood estimates of linear dynamic systems, *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 1965, vol. 8, no. 3, pp. 1445–1450.
- [17] Кошаев Д.А., Степанов О.А. Универсальные Matlab-программы анализа потенциальной точности и чувствительности алгоритмов линейной нестационарной фильтрации // *Гироскопия и навигация*. 2004. №2. С. 81–92.
- [18] Schon, T., Gustafsson, F., and Nordlund, P.-J., Marginalized particle filters for mixed linear/nonlinear state-space models, *IEEE Transactions on Signal Processing*, Jul. 2005, vol. 53, no. 7, pp. 2279–2289.
- [19] Sarkka, S., *Bayesian Filtering and Smoothing*. Cambridge University Press, 2013.
- [20] Степанов О.А., Торопов А.Б. Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации // *Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления*. М.: Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 3324–3337.

ТАБЛИЦА 1: АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ К СКО И ПЕРИОДУ ВЕРТИКАЛЬНЫХ УСКОРЕНИЙ

Параметры $T_a, \sigma_{\dot{h}}$				Фильтрация						Сглаживание					
				АСТ [мГал]			Вертикальные перемещения [м]			АСТ [мГал]			Вертикальные перемещения [м]		
T_a [с]	T_a^* [с]	$\sigma_{\dot{h}}$ [Гал]	$\sigma_{\dot{h}}^*$ [Гал]	Опт.	Действ.	Расчетн.	Опт.	Действ.	Расчетн.	Опт.	Действ.	Расчетн.	Опт.	Действ.	Расчетн.
10	20	15	15	0.67	22%	16%	4%	44%	78%	0.16	5%	10%	2%	22%	99%
20	40			0.95	27%	17%	3%	57%	75%	0.19	15%	17%	1%	27%	113%
20	10			0.95	36%	-48%	3%	15%	-66%	0.19	11%	-22%	1%	10%	-62%
40	20			1.42	48%	-55%	2%	20%	-70%	0.25	23%	-40%	1%	9%	-66%
10	20	30	30	0.96	23%	18%	5%	39%	85%	0.19	13%	17%	2%	22%	105%
20	40			1.39	27%	18%	4%	50%	83%	0.25	16%	30%	1%	18%	138%
20	10			1.39	36%	-49%	4%	13%	-66%	0.25	20%	-37%	1%	8%	-63%
40	20			2.08	46%	-54%	3%	17%	-69%	0.37	29%	-48%	1%	6%	-66%
15	15	5	10	0.66	8%	15%	5%	7%	71%	0.16	2%	6%	2%	8%	62%
		10	20	0.82	9%	16%	5%	7%	71%	0.17	4%	10%	2%	7%	67%
		20	40	1.03	9%	16%	4%	7%	71%	0.20	6%	14%	2%	8%	68%
		40	80	1.31	9%	17%	4%	7%	71%	0.24	7%	15%	2%	6%	73%
		10	5	0.82	11%	-27%	5%	4%	-47%	0.17	3%	-10%	2%	5%	-46%
		20	10	1.03	12%	-29%	4%	4%	-48%	0.20	6%	-17%	2%	4%	-46%
		40	20	1.31	12%	-30%	4%	4%	-48%	0.24	8%	-23%	2%	4%	-47%
		80	40	1.67	12%	-30%	4%	4%	-48%	0.29	11%	-27%	1%	3%	-47%

Решение задачи навигации по геофизическим полям с учетом изменчивости погрешностей корректируемой навигационной системы

О.А. Степанов
АО «Концерн «ЦНИИ
«Электроприбор»,
Университет ИТМО
Санкт-Петербург, Россия
soalax@mail.ru

В.А. Васильев
АО «Концерн «ЦНИИ
«Электроприбор», Университет
ИТМО, СПбГЭТУ «ЛЭТИ»
Санкт-Петербург, Россия
vasiliev_vl.a@mail.ru

А.Б. Торопов
АО «Концерн «ЦНИИ
«Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия
toropov_a@mail.ru

Аннотация—В рамках байесовского подхода рассматривается задача коррекции показаний навигационной системы по данным о геофизических полях с учетом изменчивого характера ее погрешностей, представляемой в виде суммы постоянной и изменчивой составляющих. Описываются два алгоритма, основанные на применении последовательного метода Монте-Карло и использовании при их построении процедуры интегрирования по части переменных. При этом в одном из алгоритмов при реализации процедуры интегрирования по части переменных какие-либо упрощения не проводятся, что создает предпосылки вычисления потенциальной точности и анализа влияния на нее наличия изменчивой составляющей погрешности. Во втором алгоритме с целью упрощения проводится линеаризация относительно изменчивой составляющей погрешности. Рассматривается пример, иллюстрирующий работоспособность алгоритмов и возможность сокращения вычислений при использовании второго алгоритма.

Ключевые слова—коррекция, навигационная система, геофизические поля, погрешность, изменчивость, байесовский подход, алгоритмы оценивания, метод Монте-Карло, интегрирование по части переменных, анализ точности.

1. ВВЕДЕНИЕ

Построение современных навигационных систем (НС) основано на комплексировании данных инерциальных и спутниковых измерителей [1, 2]. Однако в условиях недоступности спутниковых сигналов или их недостоверности для компенсации нарастающих во времени погрешностей инерциальных НС необходимы альтернативные средства и методы коррекции [3, 4]. В последнее время на подвижных объектах различного типа широкое применение получают НС, коррекция показаний которых основана на сопоставлении измеренных значений некоторого геофизического поля (ГФП) со значениями этого поля, вычисляемыми с использованием заранее снятой карты [5–20]. Такие системы в отечественной литературе нередко также называются системами корреляционно-экстремальной навигации [7, 17, 19].

Системы навигации по ГФП обладают рядом специфических особенностей [7, 10]. Одна из них присуща системам с так называемым точечным зондированием поля, в которых измерительная информация о поле поступает в каждый момент времени в виде его скалярных значений [10, 20]. В этом случае для накопления измерительной информации, обеспечивающей эффективное решение задачи коррекции требуется пройти опреде-

ленное расстояние, что необходимо для формирования профиля поля, который может быть однозначно выделен на карте. Отмеченная особенность приводит к достаточно длительному времени проведения коррекции, что, в свою очередь, порождает необходимость учета изменчивого характера ошибок НС за время проведения коррекции. В наибольшей степени это проявляется для объектов, передвигающихся с малой скоростью, что характерно в том числе для подводных аппаратов.

Решению задачи коррекции показаний НС по данным о ГФП в условиях изменчивости ошибок НС применительно к морскому объекту и посвящен предлагаемый доклад.

Ранее при решении задачи в рамках байесовского подхода учет изменчивости осуществлялся путем использования квазидетерминированных моделей для описания погрешностей НС, например, в виде линейного тренда [21]. Другой вариант основан на применении различного рода комбинированных схем, в которых изменчивость учитывалась в линейной части алгоритма, на вход которой поступают корректирующие измерения, выработанные в нелинейном блоке [22]. Еще один вариант основан на простейшем учете изменчивости при описании погрешностей в виде винеровской последовательности [23]. В предлагаемом докладе рассматривается более общий случай, при котором предполагается, что погрешность НС в определении координат может быть описана марковским процессом. При этом, имея в виду стремление проанализировать влияние изменчивой составляющей на эффективность решения задачи коррекции, при ее постановке принимается во внимание тот факт, что на интервале проведения коррекции погрешность может быть представлена в виде суммы постоянной и изменчивой составляющих. Предлагаются два алгоритма, основанные на использовании фильтра частиц (particle filter) и применении при их реализации процедуры интегрирования по части переменных [20–28]. При этом в одном из алгоритмов при интегрировании по части переменных какие-либо упрощения не проводятся. Это создает предпосылки вычисления оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки, расчета потенциальной точности и анализа влияния на нее наличия изменчивой составляющей погрешности. Недостатком такого алгоритма является значительная вычислительная сложность. Во втором алгоритме считается, что постоянная составляющая по уровню значительно превышает ее изменчивую часть. Такое предположение позволяет упростить алгоритм, проводя линеаризацию

измерений относительно изменчивой составляющей погрешности. В этом случае нелинейный характер задачи проявляется лишь относительно постоянной составляющей погрешности.

Доклад организован следующим образом. После введения во второй части приводится постановка и общее решение рассматриваемой задачи коррекции, формулируемой в рамках байесовского подхода. В разделе 3 описываются предлагаемые алгоритмы и обсуждаются их особенности, а в разделе 4 рассматривается пример. Выводы по докладу приведены в заключении.

II. ПОСТАНОВКА И ОБЩЕЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Рассматриваемую задачу сформулируем в рамках байесовского подхода, следуя [8, 10, 22]. Предположим, что на борту подвижного объекта имеются навигационная система (НС), вырабатывающая измерения его координат на плоскости $y_i^{NS} = [y_i^{(1)} \ y_i^{(2)}]^T$ в i -е моменты времени, и датчик, обеспечивающий измерения геофизического поля y_i , которые могут быть представлены в виде:

$$y_i^{NS} = X_i + \Delta y_i^{NS}, \quad (1)$$

$$y_i = \phi^k(X_i) + \Delta y_i^\Sigma, \quad (2)$$

где $X_i = [X_i^{(1)} \ X_i^{(2)}]^T$ – истинные координаты подвижного объекта в некоторой прямоугольной системе координат; $\Delta y_i^{NS} = [\Delta y_i^{(1)} \ \Delta y_i^{(2)}]^T$ – погрешности выработки координат места НС; $\phi^k(X_i)$ – функция векторного аргумента, определяющая карту поля и позволяющая с точностью до погрешностей карты Δy_i^k вычислять значения поля в произвольной точке заданного района, т.е. $\phi^k(X_i) = \phi(X_i) - \Delta y_i^k$; $\phi(X_i)$ – функция, описывающая зависимость истинных значений используемого поля от координат; $\Delta y_i^\Sigma = \Delta y_i + \Delta y_i^k$ – суммарная погрешность измерений датчика Δy_i и карты поля. Для описания погрешностей Δy_i^{NS} и Δy_i^Σ вводятся два формирующих фильтра для векторных последовательностей x_i^{NS} , x_i^Σ с размерностями n^{NS} и n^Σ соответственно:

$$x_i^{NS} = \Phi_i^{NS} x_{i-1}^{NS} + \Gamma_i^{NS} w_i^{NS}, \quad (3)$$

$$x_i^\Sigma = \Phi_i^\Sigma x_{i-1}^\Sigma + \Gamma_i^\Sigma w_i^\Sigma, \quad (4)$$

так что $\Delta y_i^{NS} = H_i^{NS} x_i^{NS}$, $\Delta y_i^\Sigma = H_i^\Sigma x_i^\Sigma + v_i^\Sigma$. В этих соотношениях Φ_i^l , Γ_i^l , H_i^l – известные матрицы динамики порождающих шумов и матрицы наблюдения, w_i^l – центрированные белозумные последовательности размерности p^l с матрицами ковариаций Q_i^l , $l = NS, \Sigma$; v_i^Σ –

центрированная белозумная составляющая суммарных погрешностей карты и внешнего датчика с матрицей ковариаций R_i^Σ ; эти последовательности для простоты предполагаются независимыми между собой и от начальных условий. Считается, что плотности распределения вероятности для векторов $p(w_i^{NS})$, $p(w_i^\Sigma)$, $p(v_i^\Sigma)$, $p(x_0^{NS})$, $p(x_0^\Sigma)$ гауссовские.

Если ввести составные векторы $x_i = [(x_i^{NS})^T \ (x_i^\Sigma)^T]^T$, $w_i = [(w_i^{NS})^T \ (w_i^\Sigma)^T]^T$ размерности $n = n^{NS} + n^\Sigma$ и $p = p^{NS} + p^\Sigma$ и функцию

$$\tilde{s}_i(x_i) = \tilde{s}_i(x_i^{NS}) + H_i^\Sigma x_i^\Sigma,$$

в которой

$$\tilde{s}_i(x_i^{NS}) = s_i(H_i^{NS} x_i^{NS}) = \phi^k(y_i^{NS} - H_i^{NS} x_i^{NS}),$$

то можно сформулировать следующую задачу нелинейной фильтрации: оценить вектор состояния

$$x_i = \Phi_i x_{i-1} + \Gamma_i w_i, \quad (5)$$

по измерениям

$$y_i = \tilde{s}_i(x_i) + v_i^\Sigma, \quad (6)$$

где Φ_i , Γ_i формируются с учетом (3), (4).

Нелинейность задачи обусловлена нелинейным характером функции $\phi^k(X_i)$. Суть задачи заключается в получении оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки вектора состояния с использованием накопленных к текущему моменту времени i измерений $y_i = [y_1, \dots, y_i]^T$. Известно, что эта оценка $\hat{x}_i^{opt}(y_i)$ и соответствующая ей условная матрица ковариаций $P_i^{opt}(y_i)$ определяются в виде [22–24, 27]:

$$\begin{aligned} \hat{x}_i^{opt}(y_i) &= \int x_i p(x_i / y_i) dx_i, \\ P_i^{opt}(y_i) &= E_{p(x_i / y_i)} \left\{ (x_i - \hat{x}_i^{opt}(y_i))(x_i - \hat{x}_i^{opt}(y_i))^T \right\}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $p(x_i / y_i)$ – апостериорная (условная) к измерениям функция плотности распределения вероятности для составного вектора $x_i = [x_1^T \ x_2^T \ \dots \ x_i^T]^T$, а интеграл предполагается многократным с бесконечными пределами. Заметим, что в выражениях (7) вместо $p(x_i / y_i)$ обычно используют апостериорную плотность $p(x_i / y_i)$, определяемую как $p(x_i / y_i) = \int p(x_i / y_i) dx_{i-1}$ и соответствующую значению вектора состояния только в текущий, i -й момент времени. В целях удобства изложения последующего материала здесь и далее будем ис-

пользовать апостериорную плотность для составного вектора.

III. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМОВ

Как отмечалось во введении, эффективность алгоритмов решения прикладных задач нелинейной фильтрации во многом зависит от учета их особенностей. В рассматриваемом случае особенность задачи заключается в том, что в составе вектора \mathbf{x}_i можно выделить два подвектора

$$\mathbf{x}_i = \left[\left(\mathbf{x}_i^N \right)^T, \left(\mathbf{x}_i^L \right)^T \right]^T, \quad (8)$$

таких что при фиксации одного из них \mathbf{x}_i^N задача фильтрации относительно другого \mathbf{x}_i^L сводится к линейной. В этом случае плотность $p(\mathbf{x}_i / \mathbf{y}_i)$ может быть представлена в виде

$$p(\mathbf{x}_i / \mathbf{y}_i) = p(\mathbf{x}_i^N / \mathbf{y}_i) p(\mathbf{x}_i^L / \mathbf{x}_i^N, \mathbf{y}_i), \quad (9)$$

где $\mathbf{x}_i^\mu = \left[\left(x_i^\mu \right)^T, \left(x_i^\mu \right)^T \dots \left(x_i^\mu \right)^T \right]^T$, а размерность векторов \mathbf{x}_i^μ равна соответственно n^μ , $\mu = N, L$.

При этом в силу сделанных предположений плотность $p(\mathbf{x}_i^L / \mathbf{x}_i^N, \mathbf{y}_i)$ будет гауссовской, а плотность $p(\mathbf{x}_i^N / \mathbf{y}_i)$ может быть аппроксимирована с использованием метода Монте-Карло в виде взвешенного набора дельта-функций [25–31]:

$$p(\mathbf{x}_i^N / \mathbf{y}_i) \approx \sum_{j=1}^K q_i^{(j)} \delta \left(\mathbf{x}_i^N - \left(\mathbf{x}_i^N \right)^{(j)} \right), \quad (10)$$

в котором $q_i^{(j)}$ – веса, а $\left(\mathbf{x}_i^N \right)^{(j)}$ – выборка случайных векторов $j = 1, \dots, K$. Описанные особенности создают предпосылки для построения экономичных алгоритмов решения задачи фильтрации, основанных на использовании банки фильтров Калмана (ФК) размерности n^L . Процедура, предполагающая выделение подвекторов (9) и представление плотности в виде (10), известна как процедура или метод интегрирования по части переменных [25, 29, 30].

Нетрудно заметить, что в качестве \mathbf{x}_i^N и \mathbf{x}_i^L в рассматриваемой задаче можно выбрать

$$\mathbf{x}_i^N = \mathbf{x}_i^{NS} \quad \mathbf{x}_i^L = \mathbf{x}_i^\Sigma, \quad (11)$$

или, более подробно,

$$\mathbf{x}_i^N = \left[\left(x_i^{NS} \right)^T, \left(x_i^{NS} \right)^T \dots \left(x_i^{NS} \right)^T \right]^T,$$

$$\mathbf{x}_i^L = \left[\left(x_i^\Sigma \right)^T, \left(x_i^\Sigma \right)^T \dots \left(x_i^\Sigma \right)^T \right]^T.$$

Будем далее называть алгоритм, в котором используется определение подвекторов \mathbf{x}_i^N и \mathbf{x}_i^L в виде (11), **алгоритмом 1**. При этом, имея в виду стремление проанализировать влияние изменчивой составляющей погрешностей определения координат НС при решении задачи, выделим в составе двухмерного вектора Δy_i^{NS} две составляющие

$$\Delta y_i^{NS} = \Delta + \delta y_i^{NS}, \quad (12)$$

одна из которых описывает неизменную во времени постоянную составляющую с помощью подвектора $\Delta = \left[\Delta^{(1)} \quad \Delta^{(2)} \right]^T$, а вторая характеризует изменчивую часть погрешностей определения координат НС $\delta y_i^{NS} = \left[\delta y_i^{NS(1)} \quad \delta y_i^{NS(2)} \right]^T$. Для учета указанных составляющих достаточно предусмотреть в составе \mathbf{x}_i^{NS} двумерный подвектор Δ . Будем считать, например, что это первые две компоненты вектора \mathbf{x}_i^{NS} , т.е. $\mathbf{x}_i^{NS} = \left[\Delta^T, \left(\tilde{\mathbf{x}}_i^{NS} \right)^T \right]^T$.

При построении **алгоритма 2** введем дополнительное предположение о том, что уровень изменчивой составляющей δy_i^{NS} погрешности НС значительно ниже уровня постоянной составляющей Δ . В этом случае можно провести линейризацию функции $s_i \left(H_i^{NS} \mathbf{x}_i^{NS} \right) = s_i \left(\Delta y_i^{NS} \right)$ относительно изменчивой составляющей и представить ее в виде:

$$s_i \left(\Delta + \delta y_i^{NS} \right) \approx s_i \left(\Delta + \delta y_i^{lin} \right) + \left. \frac{\partial s_i \left(\Delta + \delta y_i^{NS} \right)}{\partial \left(\delta y_i^{NS} \right)} \right|_{\delta y_i^{NS} = \delta y_i^{lin}} \left(\delta y_i^{NS} - \delta y_i^{lin} \right). \quad (13)$$

Здесь δy_i^{lin} – точка линейризации. Тогда в качестве подвекторов \mathbf{x}_i^N и \mathbf{x}_i^L во втором алгоритме можно использовать следующие подвекторы:

$$\mathbf{x}_i^N = \Delta, \quad \mathbf{x}_i^L = \left[\left(\tilde{\mathbf{x}}_i^{NS} \right)^T, \left(x_i^\Sigma \right)^T \right]^T.$$

Общая черта предлагаемых выше алгоритмов заключается в использовании метода Монте-Карло для аппроксимации плотностей и метода интегрирования по части переменных. Основная особенность алгоритма 2 заключается в предположении о допустимости линейризации относительно изменчивой части погрешностей НС.

Поскольку в первом алгоритме не предполагается проведение каких-либо дополнительных упрощений, он, как отмечалось выше, может быть использован для нахождения оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки и вычисления потенциальной точности.

Необходимая точность вычисления оптимальной оценки может быть достигнута путем увеличения числа частиц [30]. Известно, что при этом возникает проблема «проклятия размерности», заключающаяся в экспоненциальном росте объема выборки, требуемой для успешного с точки зрения точности реализации метода Монте-Карло, при увеличении размерности оцениваемого вектора. Метод интегрирования по части переменных частично компенсирует эту проблему. Кроме того, может применяться также и процедура перевыборки, позволяющая повысить эффективность алгоритма [29, 31]. Следует заметить, что проблема вычислительной сложности при вычислении потенциальной точности на самом деле не столь критична, поскольку ее расчет может быть выполнен в камеральном режиме. Вопрос сокращения объема вычислений актуален при реализации алгоритма в реальном времени.

При оценке объема вычислений необходимо иметь в виду, что в первом алгоритме $x_i^N = x_i^{NS}$ и его размерность n^{NS} равна размерности вектора x_i^{HC} , а размерность ФК равна n^Σ . Во втором, приближенном, алгоритме $x_i^N = \Delta$ и его размерность равна 2, а размерность вектора $x_i^L = \left[\left(\tilde{x}_i^{NS} \right)^T, \left(x_i^\Sigma \right)^T \right]^T$, определяющего размерность ФК, равна $n^L = n^{NS} - 2 + n^\Sigma$. Важно также подчеркнуть, что $x_i^N = \Delta$ неизменный, и это создает возможность использовать при вычислении оценки достаточно простой метод точечных масс [22, 23, 32, 33]. Очевидно, что описанное упрощение вносит дополнительные погрешности, уровень которых и может быть выявлен при сопоставлении с потенциальной точностью. Рассмотрим пример.

IV. ПРИМЕР И РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Будем считать, что изменчивая составляющая погрешности НС $\delta y^{NS}(t)$ может быть описана с помощью двух независимых дифференцируемых узкополосных марковских процессов с одинаковыми корреляционными функциями вида [34]:

$$k(\tau) = \sigma^2 e^{-\alpha|\tau|} \left(\cos \beta|\tau| + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta|\tau| \right),$$

где параметры σ^2 – дисперсия процесса, $\alpha = 1/\tau_K$ – величина, обратная интервалу корреляции, и β – круговая частота считаются известными.

В этом случае изменчивая составляющая погрешности $\delta y^{NS}(t)$ может быть описана с помощью вектора $\tilde{x}^{NS}(t) = \left[\delta x^{(1)}(t), \delta V^{(1)}(t), \delta x^{(2)}(t), \delta V^{(2)}(t) \right]^T$, в который включены погрешности определения координат $\delta x^{(1)}(t), \delta x^{(2)}(t)$ и погрешности определения скорости $\delta V^{(1)}(t), \delta V^{(2)}(t)$.

Суммарную погрешность карты и измерителя опишем в виде суммы беломумной компоненты и значений

экспоненциально коррелированного процесса первого порядка η с корреляционной функцией $k_\eta(\tau) = \sigma_\eta^2 e^{-\alpha_\eta|\tau|}$.

С учетом равенства $X_i = y_i^{NS} - \Delta - \delta y_i^{NS}$ и введенных предположений измерения y_i можно переписать в виде

$$y_i = s_i \left(\Delta + \tilde{H}_i \tilde{x}_i^{NS} \right) + \eta_i + v_i, \quad (14)$$

где \tilde{H}_i – известная матрица, такая что $\delta y_i^{NS} = \tilde{H}_i \tilde{x}_i^{NS}$. Принимая во внимание введенные обозначения можно сформулировать задачу оценивания составного вектора $x_i = \left[\Delta^T, \left(\tilde{x}_i^{NS} \right)^T, \eta_i \right]^T$ по измерениям вида (14).

Необходимые матрицы, входящие в (3) (4), могут быть легко получены при помощи формирующих фильтров для узкополосного и экспоненциально-коррелированного процессов и стандартных процедур дискретизации [34].

Моделирование проводилось для поля аномалий ускорения сил тяжести [10, 35, 36]. СКП постоянной составляющей погрешностей координат определялась как $\sigma_\Delta = 1$ (км). Изменчивая составляющая определялась параметрами: $\sigma = 0.15$ (км), $\alpha = 0.145$ (мин⁻¹), $\tau_K = 22.2$ (мин) и $\beta = 0.06$ (мин⁻¹) (период 104.7 мин) ($\sqrt{\alpha^2 + \beta^2} = 0.074 = \sqrt{g_n/R_3} g_n$ – значение нормально-го УСТ ($g_n = 35.316$ (км/мин²), что соответствует 98100 мГал); R_3 – радиус Земли. Параметры, характеризующие ошибки измерения составляли: $\sigma_\eta = 1$ (мГал), $\alpha_\eta = 0.5$ (мин⁻¹), $R_\eta^\Sigma = (0.1)^2$ мГал. Интервал дискретизации $\Delta t = 1$ (мин).

Карта гравиметрического поля задавалась с использованием модели EGM 2008 [10]. Средний модуль градиента гравитационного поля на моделируемом участке составлял 0.9 мГал/км, а максимальное значение – 2.7 мГал/км.

Было проведено моделирование, аналогично тому, как описано в [37], при котором вычислялись действительные (G_r^{Alg}) и расчетные (G_c^{Alg}) радиальные погрешности (РП) оценивания координат (в км) для рассматриваемых алгоритмов, Alg = 1, 2. Число реализаций при осреднении равнялось 500.

Проведенный анализ показал (см. табл. 1), что число частиц K , обеспечивающих совпадение расчетной и действительной характеристик точности, в алгоритме 1 равно $K=10^4$ [37].

ТАБЛИЦА. 1. РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ АЛГОРИТМА 1 ПРИ $K=10^4$

№ изм	1	19	38	57	76
$G_r^1 = G_c^1$, км	1,42	1,36	1,15	1,03	0,71

При меньшем числе частиц, в частности при $K=10^3$, для алгоритма 1 (см. табл. 2) наблюдается заметное отличие этих характеристик, что свидетельствует о неточности вычисления отыскиваемых оценок. В то же время во втором алгоритме эти характеристики совпадают между собой и с точностью, соответствующей первому алгоритму при $K=10^4$. При этом объем вычислений, косвенно оцениваемый по времени, затрачиваемому на нахождение оценок, заметно (в шесть раз) сокращается с 32 до 5 сек. Сокращение объема вычислений происходит, несмотря на увеличение размерности ФК с одного до 5, за счет ощутимого (на порядок) сокращения числа частиц, при котором обеспечивается адекватность работы алгоритма.

ТАБЛИЦА 2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ 1 И 2 ПРИ $K=10^3$

	№ изм	1	19	38	57	76
Алг. 1	G_c^1 , км	1,41	1,37	1,16	1,04	0,70
	G_r^1 , км	1,44	1,42	1,21	1,13	0,84
Алг. 2	$G_r^2 = G_c^2$, км	1,42	1,36	1,15	1,03	0,71

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложены два основанных на последовательном методе Монте-Карло алгоритма решения задачи коррекции показаний НС по данным о геофизических полях, позволяющие учесть изменчивый во времени характер погрешностей НС. В каждом из алгоритмов предусмотрено применение процедуры интегрирования по части переменных, что позволяет сократить размерность подвектора состояния, для которого моделируются так называемые частицы (particles), представляющие собой реализации компонент оцениваемого вектора состояний.

Первый алгоритм создает предпосылки для вычисления оптимальной оценки и может быть в принципе использован для анализа потенциальной точности.

Отличительной особенностью второго алгоритма является возможность снижения объема вычислений путем выделения в векторе состояния постоянной составляющей и линеаризации функции измерений относительно изменчивой составляющей погрешностей НС. Допустимость линеаризованного представления обусловлена предположением о ее малом по сравнению с постоянной составляющей уровне.

Разработаны моделирующие программы, реализующие оба алгоритма.

Рассмотрен пример, иллюстрирующий работоспособность алгоритмов и заметное сокращение объема вычислений при использовании второго алгоритма.

В дальнейшем с использованием разработанного математического обеспечения планируется проанализировать влияние изменчивой составляющей погрешностей НС и ее уровня на точность решения задачи и определить условия, при которых обеспечивается эффективная работа второй модификации алгоритма.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Емельянцева Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации СПб., 2016. 393 с.

[2] Groves, P.D., Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems, 2nd Ed., Boston: Artech house, 2013.

[3] Пешехонов В. Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30. №1 (116). С. 3–11. DOI 10.17285/0869-7035.0084.

[4] Шмидт Дж.Т. Эксплуатация навигационных систем на основе GPS в сложных условиях окружающей среды // Гироскопия и навигация. 2019. Т.27. №1. С. 3–21. DOI 10.17285/0869-7035.2019.27.1.003-021.

[5] Carreno, S., Wilson, P., Ridao, P., and Petillot Y., A survey on Terrain Based Navigation for AUVs, OCEANS 2010 MTS/IEEE Seattle, Sep. 2010, pp. 1–7, doi: 10.1109/OCEANS.2010.5664372.

[6] Paull, L., Saeedi, S., Seto, M., and Li, H., AUV Navigation and Localization: A Review, IEEE Journal of Oceanic Engineering, Jan. 2014, vol. 39, no. 1, pp. 131–149, doi: 10.1109/JOE.2013.2278891.

[7] Белоглазов И.Н., Казарин С.Н. и Косьянчук В.В. Обработка информации в иконических системах навигации, наведения и дистанционного зондирования местности. ФИЗМАТЛИТ, 2012.

[8] Степанов О.А., Торопов А.Б. Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 2. Современные тенденции развития // Гироскопия и навигация, 2015. Т. 23. Вып. 4. С. 147–159. DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.4.147-159.

[9] Solin, A., Särkkä, S., Kannala, J., Rahtu, E., Terrain navigation in the magnetic landscape: Particle filtering for indoor positioning, Proceedings of the European Navigation Conference (ENC), Helsinki, Finland, 30 May – 2 June 2016, pp. 1–9.

[10] Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / Под. общей редакцией В.Г. Пешехонова, редактор О.А. Степанов. Санкт-Петербург: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 р.

[11] Melo, J. and Matos, A., Survey on advances on terrain based navigation for autonomous underwater vehicles, Ocean Engineering, Jul. 2017, vol. 139, pp. 250–264, doi: 10/gbkpww.

[12] Canciani, A., Raquet, J., Airborne Magnetic Anomaly Navigation, IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., 2017, 53, 67–80.

[13] Джанджгава Г.И., Августов Л.И. Навигация по геополям. Москва: Научтехлитиздат, 2018. 296 с.

[14] Степанов О.А., Носов А.С. Алгоритм коррекции навигационной системы по данным карты и измерителя, не требующий предварительного оценивания значений поля вдоль пройденной траектории // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №2 (109). С. 70–90. DOI 10.17285/0869-7035.0029.

[15] Quintas, J., Cruz, J., Pascoal, A., Teixeira, F.C., A Comparison of Nonlinear Filters for Underwater Geomagnetic Navigation, Proceedings of the IEEE/OES Autonomous Underwater Vehicles Symposium (AUV), St. Johns, NL, Canada, 30 September – 2 Oct, 2020.

[16] Каршаков Е.В., Павлов Б.В., Тхоренко М.Ю. и Папуша И.А. Перспективные системы навигации летательных аппаратов с использованием измерений потенциальных физических полей // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №1 (112). С. 32–51. DOI 10.17285/0869-7035.0055.

[17] Ююкин И.В. Корреляционно-экстремальная навигация по геофизическим полям на основе использования сплайновой технологии // Вестник Государственного университета морского и речного флота имени адмирала С. О. Макарова. 2021. Т. 13. №4. С. 505–517. DOI:10.21821/2309-5180-2021-13-4-505-517.

[18] Дунаевская К.В., Киселев Л.В., Костоусов В.Б. Исследование метода вычисления текущей характеристики точности в задаче навигации по картам геофизических полей // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №1 (112). С. 52–69. DOI: 10.17285/0869-7035.0056.

[19] Соколов А.В., Степанов О.А., Соколов А.И. Краснов А.А. Опыт разработки и перспективы развития морских робототехнических систем навигации по геофизическим полям // XXII Научно-практическая конференция. Перспективные системы и задачи управления. 2022. С. 169–172.

[20] Степанов О.А., Носов А.С., Торопов А.Б. О классификации алгоритмов решения задачи навигации по геофизическим полям // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. 2020. С. 326–336.

- [21] Белоглазов И.Н. Джанджгава Г.И. Чигин Г.П. Основы навигации по геофизическим полям. М.: Наука. 1985. 328 с.
- [22] Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 1998. 369 с.
- [23] Торопов А.Б., Степанов О.А. Использование последовательных методов Монте-Карло в задаче корреляционно-экстремальной навигации // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. №53(10). С. 49–54.
- [24] Simon, D., *Optimal State Estimation: Kalman, H-infinity, and Non-linear Approaches*, John Wiley & Sons Inc., Hoboken, 2006.
- [25] Соболев И.М. Численные методы Монте-Карло. М.: «Наука», 1973. 312 с.
- [26] Gustafsson, F. et al., Particle filters for positioning, navigation, and tracking, *IEEE Transactions on Signal Processing*, Feb. 2002, vol. 50, no. 2, p. 425–437, doi: 10.1109/78.978396.
- [27] Chen, Z., Bayesian Filtering: From Kalman Filters to Particle Filters, and Beyond, *Statistics: A Journal of Theoretical and Applied Statistics*, 2003, vol. 182, no.1, pp. 1–69.
- [28] Schön, T., Gustafsson, F., Nordlund, P.-J., Marginalized Particle Filters for Linear/Nonlinear State-space Models, *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2005 vol. 53, no. 7, pp. 2279–2289.
- [29] Doucet, A., Freitas, N., and Gordon, N., *Sequential Monte Carlo Methods in Practice*, New York, NY: Springer New York, 2001.
- [30] Берковский Н.А., Степанов О.А. Исследование погрешности вычисления оптимальной байесовской оценки методом монте-карло в нелинейных задачах // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2013. №3. С. 16.
- [31] Степанов О.А., Торопов А.Б. Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации // Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления. М.: Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова РАН, 2014. С 3324–3337.
- [32] Bucy, R.S., Senne, K.D., Digital synthesis of non-linear filters, *Automatica*, 1971, no. 7(3), pp. 287–298.
- [33] Bergman, N., *Recursive Bayesian estimation: Navigation and tracking applications*, Sweden: Linkoping University, 1999, 219 p.
- [34] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. 417 с.
- [35] Wang, H., Wu, L., Chai, H., Bao, L., Wang, Yo, Location Accuracy of INS/Gravity-Integrated Navigation System on the Basis of Ocean Experiment and Simulation, *Sensors*, 2017, p. 13.
- [36] Pasnani, P. and Seto, M.L., Terrain-Based Localization and Mapping for Autonomous Underwater Vehicles using Particle Filters with Marine Gravity Anomalies, *IFAC-PapersOnLine*, 2018, vol. 51, no. 29, pp. 354–359, doi: 10.1016/j.ifacol.2018.09.498.
- [37] Степанов О.А., Литвиненко Ю.А., Васильев В.А., Торопов А.Б., Басин М.В., Алгоритм полиномиальной фильтрации в задачах обработки навигационной информации при квадратичных нелинейностях в уравнениях динамики и измерений. Часть 1. Описание и сопоставление с алгоритмами калмановского типа // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №3 (114). С. 3–33. DOI 10.17285/0869-7035.0068.

Полунатурный моделирующий комплекс проверки и отладки алгоритмов работы системы предупреждения столкновений с воздушными судами и наблюдения за воздушной обстановкой

В.И. Бабуров
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

И.Л. Фидлин
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

В.А. Бойко
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

В.В. Худошин
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

Н.В. Иванцевич
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru,
БГТУ «ВОЕНМЕХ»
Санкт-Петербург, Россия
sciencebstu@spb.su

Аннотация—Приводится описание полунатурного моделирующего комплекса для исследования работы системы предупреждения столкновений с воздушными судами; представлены результаты исследования работы модернизированного алгоритма предупреждения столкновений.

Ключевые слова—стенд, алгоритмы предупреждения столкновений, наблюдение, воздушная обстановка.

1. ВВЕДЕНИЕ

В процессе разработки бортовой системы предупреждения столкновений с воздушными судами и наблюдения за воздушной обстановкой встал вопрос о проведении испытаний на подтверждение соответствия разработанного изделия существующим международным стандартам [1–4]. Коммерческих аналогов отечественного и иностранного оборудования для проведения таких проверок найти не удалось, в связи с чем была проведена разработка нового сложного аппаратно-программного комплекса полунатурного моделирования. При разработке данного комплекса был учтен необходимый и достаточный набор требований, предъявляемых для проверки системы в соответствии с существующими стандартами.

2. СОСТАВ КОМПЛЕКСА

Общая структура комплекса представлена на рис. 1.

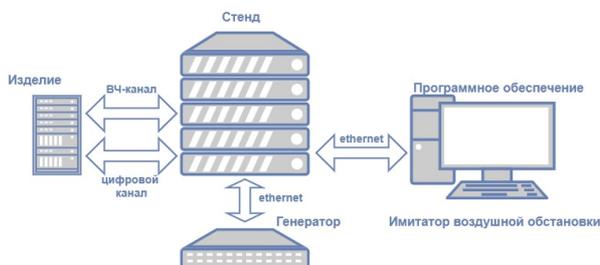


Рис. 1. Общая структура комплекса

Комплекс состоит из:

- программного обеспечения имитатора воздушной обстановки (ПО ИВО), программы, установленной на отдельном персональном компьютере, позво-

ляющей подготовить данные для подачи на вход проверяемого изделия с целью проверки его работоспособности в определенной воздушной обстановке. Данные подготавливаются в виде наглядного сценария воздушной обстановки;

- стенда, аппаратно-программного устройства, обеспечивающего прием данных от ПО ИВО, преобразование и выдачу их на вход проверяемой системы в реальном режиме работы. Прием информации с выхода системы также производится стендом для передачи в ПО ИВО с целью дальнейшего ее анализа;
- генератора, покупного изделия, которое позволяет в совокупности со стендом генерировать ВЧ-сигнал, подаваемый на вход проверяемого изделия с целью имитации движения других объектов имитируемого сценария.

3. СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СТЕНДА

Общая структурная схема стенда приведена на рис. 2. Стенд комплекса предназначен для проверки работоспособности бортового оборудования в части реализации им следующих функций: бортовой системы предупреждения столкновений, приема сообщений вещательного автоматического зависимого наблюдения, решения задач наблюдения.

Стенд обеспечивает следующие основные возможности:

- формирование по нескольким независимым каналам сигналов ответа на запросы другого имитируемого воздушного судна;
- формирование по одному каналу сигналов запроса от своего воздушного судна;
- селектирование номера запроса при формировании ответных сигналов с предоставлением возможности изменения содержимого полей данных во время выполнения тестового сценария;
- формирование кодов высоты для индивидуальных ответов в требуемых пределах высот;

- симуляцию дальности имитируемого воздушного судна посредством управления временем выдачи ответа относительно запроса в требуемом диапазоне дальности;
- формирование сигналов ответа с имитацией сложной траектории кусочно-линейными независимыми перемещениями каждой цели в вертикальной плоскости;
- формирование широкоэшелонных ответов от целей с бортовой системой предупреждения столкновений, сообщений и несинхронных ответов для каждой цели;
- поддержка имитации воздушной обстановки, которая может содержать несколько сотен имитируемых воздушных судов и наземных объектов;
- поддержка имитации бортового оборудования воздушного судна в соответствии с тестовым сценарием с использованием 28 цифровых каналов передачи данных и 32 входных разовых команд.

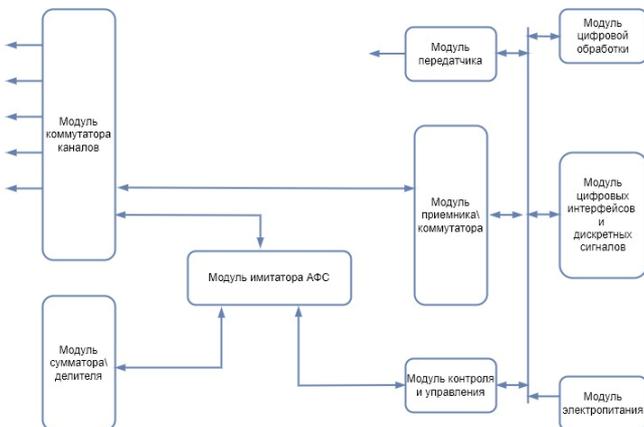


Рис. 2. Общая структурная схема стенда

Стенд состоит из:

- модуля передатчика, обеспечивающего формирование выходного высокочастотного сигнала;
- модуля приемника/коммутатора, обеспечивающего прием и обработку сигналов запроса режимов А, С, S диапазона 1030 МГц по 2 каналам приема; прием и обработку сигналов ответа режимов А, С, S и расширенного сквиттера диапазона 1090 МГц по 5 каналам приема; передачу сигналов в модуль цифровой обработки;
- модуля цифровой обработки, обеспечивающего выполнение всех функций управления модулями и контроля их состояния, а также обработку принятых от модуля приемника-коммутатора данных;
- модуля контроля и управления, обеспечивающего выполнение обмена данными с модулем цифровой обработки; управления многоканальным цифро-аналоговым преобразователем, аттенюаторами, ВЧ-переключателем; формирования сигналов управления внешним оборудованием и сигнала неисправности с его визуальной индикацией;
- модуля цифровых интерфейсов и дискретных сигналов, обеспечивающего двухсторонний обмен

данными с модулем цифровой обработки; передачу данных во внешние устройства по 14 каналам ARINC 429; прием данных от внешних устройств по 14 каналам ARINC 429; выдачу во внешние устройства 32 разовых команд; прием от внешних устройств 32 разовых команд;

- модуля электропитания, обеспечивающего фильтрацию входного сетевого напряжения с формированием всех необходимых номиналов напряжений;
- ВЧ-блока, предназначенного для обмена высокочастотными сигналами между стендом и контролируемым изделием, состоящего из модуля коммутатора, модуля сумматора-делителя, модуля имитатора АФС.

IV. ОПИСАНИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИМИТАТОРА

Программное обеспечение комплекса, ПО ИВО, было создано для моделирования окружающей воздушной и наземной обстановки в процессе имитации полета собственного воздушного судна (ВС), на котором предполагается установка испытываемого изделия. ПО ИВО предлагает пользователю удобный, интуитивно понятный графический интерфейс, который представлен ниже на рис. 3–5. Это позволяет задать окружающую обстановку в виде кусочно-линейных траекторий движений ВС и наземных объектов с назначением одного из созданных объектов собственным ВС.

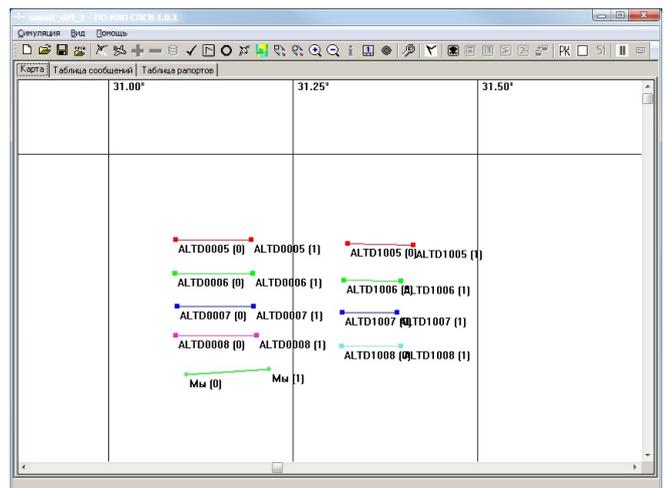


Рис. 3. Главное окно ПО ИВО

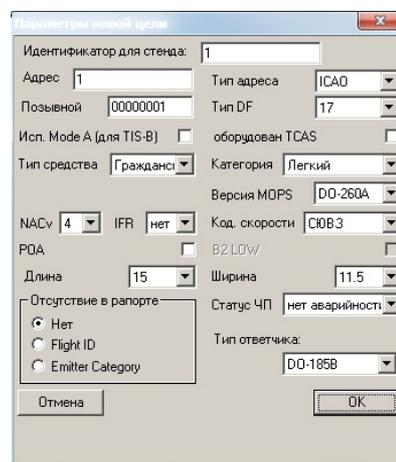


Рис. 4. Окно создания цели

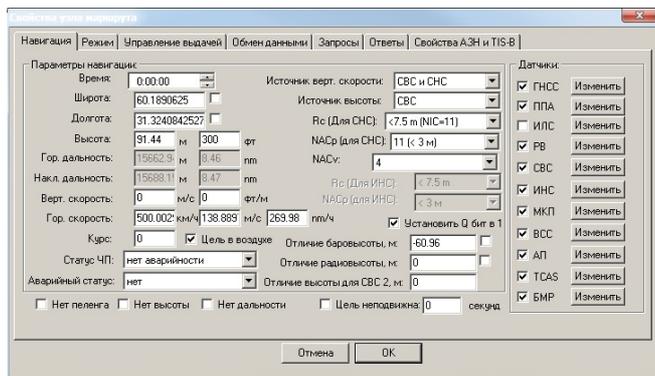


Рис. 5. Окно свойств точки траектории

Подготовленный сценарий воздушной обстановки содержит следующие данные, выдаваемые в стенд в процессе проигрыша воздушной обстановки:

- данные от бортовых датчиков собственного ВС (от радио- и баровысотомеров, спутниковой и инерциальной навигационных систем и бортовой вычислительной системы);
- дискретные сигналы от комплекса бортового оборудования собственного ВС;
- параметры движения других ВС и наземных объектов, участвующих в сценарии.

Структурная схема ПО ИВО приведена на рис. 6.



Рис. 6. Структурная схема ПО ИВО

V. РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В результате модернизации алгоритмов работы системы предупреждения столкновения с воздушными судами и наблюдения за воздушной обстановкой с целью повышения качества формирования рекомендаций экипажу был разработан алгоритм уточнения сформированной рекомендации, использующий обученную нейронную сеть [5]. Для проверки работоспособности модернизированного изделия на одном из этапов испытаний был задействован разработанный полунатурный моделирующий комплекс проверки и отладки алгоритмов бортовой системы наблюдения за воздушной обстановкой, аттестованный метрологами.

Использование комплекса при проведении всех видов испытаний изделия на всех этапах жизненного цикла и широкие возможности по моделированию разных типов воздушных конфликтов позволило провести подробный сравнительный анализ работы стандартного и модернизированного алгоритмов работы системы на примере определенного типа воздушной обстановки. Зафиксированные при помощи комплекса результаты работы разных версий алгоритмов подтвердили теоретические расчеты о том, что применение модернизированного алгоритма позволит повысить качество сформированных рекомендаций экипажу ВС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] RTCA DO-185B. MOPS for Traffic Alert and Collision Avoidance System II (TCAS II). Вашингтон: RTCA, 2008. 548 с.
- [2] RTCA DO-260B. MOPS for 1090 MHz Extended Squitter ADS-B and TIS-B. Вашингтон: RTCA, 2009. 1410 с.
- [3] RTCA DO-317B. MOPS for Aircraft Surveillance Applications (ASA) System. Вашингтон: RTCA, 2009. 708 с.
- [4] ИКАО. Приложение 10. Том 4. Системы наблюдения и предупреждения столкновений. ИКАО, 2007. 318 с.
- [5] Худошин В.В. Применение нейронной сети для модернизации алгоритма предупреждения столкновений при полёте близлежащих воздушных судов в одном направлении // Региональная информатика и информационная безопасность: сборник трудов. СПб.: СПОИСУ, 2020. Выпуск 8. С. 298–301.

Совместная обработка сверхширокополосных и ГНСС сигналов для «бесшовной» навигации в городе

В.Б. Пудловский
ФГУП «ВНИИФТРИ»,
Менделеево, Московская область,
Россия
pudlovskiy@vniiftri.ru

А.П. Малышев
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»,
Москва, Россия
malyshevap99@gmail.com

Н.И. Петухов
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»,
Москва, Россия
nekitpetuhov@yandex.ru

А.А. Фролов
ФГУП «ВНИИФТРИ»,
Менделеево, Московская область,
Россия
frolov_aa@vniiftri.ru

А.А. Чугунов
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»,
Москва, Россия
iamchugunov@gmail.com

Аннотация—В докладе представлены результаты ряда экспериментов, проведенных сотрудниками НИУ «МЭИ» и ФГУП «ВНИИФТРИ» для анализа условий «бесшовной» навигации в условиях отсутствия или использования сигналов ГНСС, в помещении или на улице, а также и в переходных условиях. Результаты экспериментов показали, что максимальная дальность между приемопередатчиками ЛНС СШП, при которой обеспечивается надежный обмен информации в городских условиях, не превышает 100 метров. Совместная обработка сигналов ЛНС СШП и ГНСС потенциально позволяет достичь «бесшовной» навигации в городских условиях с погрешностью не более 1 м (СКО) при определении относительных координат.

Ключевые слова—«бесшовная» навигация, ГНСС, сверхширокополосные сигналы, городская среда.

1. ВВЕДЕНИЕ

Будущие системы позиционирования для автоматизированного вождения полагаются на высокую точность и целостность, которые необходимо обеспечить не только для сельской местности, но и для городских условий [1, 2]. При этом основой практически всех современных бортовых навигационных комплексов и систем являются сигналы нескольких глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Однако существующие методы абсолютного позиционирования, основанные только на сигналах ГНСС, не обеспечивают требуемой для беспилотного транспорта надежности и точности. Среди основных факторов, оказывающих существенное влияние на распространение сигналов ГНСС и возможность их устойчивого и правильного приема в городских условиях, следует выделить многолучевость, ослабление или блокирование сигналов ГНСС, а также помехи от широкого класса сигналов в полосе частот ГНСС. Поэтому подавляющее большинство решений для обеспечения надежной информации координатного обеспечения основано на интеграции средств и/или систем навигации [3–5]. В городских средах с препятствиями для приема сигналов ГНСС, такими как здания, туннели, деревья и другие, для надежного и точного позиционирования можно использовать локальные радионавигационные системы или инерциальные навигационные системы (ИНС).

Для повышения достоверности информации координатного обеспечения в открытых городских условиях предлагается использовать сверхширокополосную (СШП) локальную навигационную систему (ЛНС) из-за

низкого влияния многолучевости на ее сигналы. Известно, что СШП ЛНС применяются в основном для задач внутреннего позиционирования и обеспечивают сантиметровую погрешность определения координат объектов (СКО от 2 до 50 см в зависимости от конфигурации системы). Такие системы характеризуются невысокой дальностью действия – десятки-сотни метров, однако способны масштабироваться на большие рабочие зоны. В настоящее время можно отметить повышение интереса к развитию СШП ЛНС [6–8].

В статье [7] описана система позиционирования с комплексированием по тесно связанной схеме измерений от ГНСС/ИНС/СШП для решения проблемы точного позиционирования в труднодоступных для ГНСС областях и направлена на обеспечение бесшовного позиционирования в различных сценариях.

В вектор измерений в данном фильтре входит набор разностей дальностей от текущего местоположения потребителя до СШП опорных точек (ОТ) и соответствующих дальностей, вычисленных из оценок координат потребителя на выходе алгоритме счисления пути по измерениям от ИНС.

В вектор состояния входят векторы ошибки ориентации, ошибки скорости, ошибки широты, ошибки долготы и ошибки высоты инерциальной навигационной системы, а также векторы ошибок дрейфа трехосных гироскопов и акселерометров. Вектор измерений связан с вектором состояния через матрицу направляющих косинусов единичного вектора, направленного из приблизительного положения потребителя на СШП опорную точку. Вопрос синхронизации временных шкал авторами статьи не рассмотрен.

Результаты эксперимента [7] показывают, что предлагаемая комплексированная система позиционирования может обеспечить бесшовные и точные результаты позиционирования как в помещении, так и в переходных зонах между открытым и закрытым пространствами с DRMS 5,25 см и RMSE 10,18 см.

В работе [8] был разработан и протестирован в эксперименте с участием четырех автомобилей подход к кооперативному позиционированию, использующий СШП измерения как от транспортного средства до инфраструктуры (V2I), так и от транспортного средства до транспортного средства (V2V).

В эксперименте только один из автомобилей имел доступ к V2I СШП измерениям и к V2V СШП измерениям, остальные 3 машины имели доступ только к V2V СШП измерениям. ГНСС приемники были установлены на всех машинах.

Вопрос синхронизации временных шкал авторами статьи [8] не рассмотрен. Авторы указывают, что фильтр для кооперативной навигации, использующий как ГНСС, так и СШП измерения работает в моменты времени, совпадающие с приходом ГНСС-измерений, темп которых составляет 0,02 с.

Результаты показывают, что СШП передатчики могут эффективно использоваться для определения расстояний между транспортными средствами с субметровой точностью и их относительного местоположения, особенно когда доступны данные от датчиков машинного зрения или достаточное количество V2V-измерений.

В статье [9] исследовалась работа системы с тесно связанным комплексированием GPS-измерений и СШП измерений в статическом и кинематическом RTK-режимах.

В вектор состояния входят ошибки координат испытательного устройства в ECEF, ошибки смещения часов GPS-приемника, ошибки смещения СШП приемника, ошибки масштабного коэффициента СШП приемника, ошибки неоднозначности GPS (по одной для каждого измерения фазы несущей).

Каждая компонента вектора состояния, отвечающая за ошибки смещения СШП измерений, моделировалась как винеровский процесс с формирующим шумом, который позволяет смещению медленно изменяться с течением времени. Смещение может меняться со временем, поскольку смещение является функцией стабильности опорных генераторов в СШП приемнике, которая, вероятно, изменяется в зависимости от температуры. Каждая компонента вектора состояния, отвечающая за ошибки масштабного коэффициента СШП приемника, моделируется как винеровский процесс с очень небольшим формирующим шумом, поскольку ожидается, что он практически не изменяется в процессе работы СШП радиомодулей.

Измерения с приемников были собраны с помощью ПК, синхронизированного со временем GPS с точностью не ниже 20 мс. Для комплексирования СШП приемника с GPS-приемником было изготовлено крепление для СШП- и GPS-антенн. Причем конструкция крепления такова, что фазовые центры антенн приемников совпадают по вертикали.

Работа [9] демонстрирует, что ошибки СШП измерений могут быть успешно оценены в фильтре реального времени. Результаты тестирования в статике показывают, что комплексное решение обеспечивает более высокую точность, лучшую способность разрешать целочисленные неоднозначности и расширяет доступность решения фиксированной неоднозначности по сравнению с одним только GPS. При кинематических испытаниях в сложных условиях для GPS сохранялась субдециметровая точность.

Анализ работ [7–9] показал, что при совместной обработке наблюдений ГНСС и ЛНС СШП авторы не рас-

крыли модель синхронизации измерений и ШВ систем, а также режим работы ЛНС.

Поэтому основной целью данной работы является анализ возможности совместной обработки измерений параметров сигналов ГНСС и СШП в сложных условиях города, а также экспериментальное определение эффективности использования СШП ЛНС для поддержки высокоточного позиционирования объектов в городе по сигналам ГНСС.

II. РЕШЕНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ НА ОСНОВЕ РАСШИРЕННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Для оценки ВС по сигналам ГНСС используются измерения псевдодальностей и псевдоскоростей, использован вариант известного алгоритма РФК из [10].

Для этого алгоритма ВС имеет следующий вид:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_D^T & \dot{D} & \mathbf{x}_V^T & \dot{V} & T_{txUWB,k} \end{bmatrix}^T, \quad (1)$$

где $\mathbf{x}_D = [x \ y \ z]^T$ и $\mathbf{x}_V = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ – трехмерные векторы положения и скорости приемника сигналов ГНСС и передатчика СШП ЛНС в геоцентрической системе координат (ГЦСК); $\dot{D} = b \cdot c$ – смещение ШВП относительно системной шкалы, выраженное в единицах дальности [м]; c – скорость света; $\dot{V} = \dot{b} \cdot \lambda$ – смещение частоты ОГ приемника относительно эталона системы, выраженное в [м/с]; λ – длина волны радиосигнала НКА; $T_{txUWB,k}$ – оценка времени излучения сигнала передатчиком на объекте.

В дискретном времени динамическая модель РФК для ВС (1) является известной для моделей динамики объекта второго порядка [10].

Отличительной особенностью данного РФК является работа с непостоянным темпом обработки наблюдений от СШП ЛНС и/или ГНСС. Хотя темп измерений в приемнике ГНСС является постоянным, однако при объединении с измерениями от ЛНС СШП приходится учитывать квазипостоянный период излучения сигнала передатчиком на объекте в шкале СШП ЛНС [11, 12].

A. Модель наблюдений ГНСС

Модель вторичных наблюдений псевдодальностей $\tilde{\mathbf{R}}_k$ и псевдоскоростей $\tilde{\mathbf{V}}_k$ сформирована на основе оценок задержек и доплеровского сдвига частоты сигналов N наблюдаемых приемником ГНСС объекта. В векторном виде эта модель может быть представлена как [10]:

$$\mathbf{y}_{R,k} = \tilde{\mathbf{R}}_k(\mathbf{x}_k) + \mathbf{n}_{R,k}, \quad \mathbf{y}_{V,k} = \tilde{\mathbf{V}}_k(\mathbf{x}_k) + \mathbf{n}_{V,k}, \quad (2)$$

$$\tilde{\mathbf{R}}_k(\mathbf{x}_k) = \begin{bmatrix} R_{1,k} + D'_k & R_{2,k} + D'_k & \dots & R_{N,k} + D'_k \end{bmatrix}^T,$$

$$\tilde{\mathbf{V}}_k(\dot{\mathbf{x}}_k, \mathbf{x}_k) = \begin{bmatrix} V_{1,k} + V'_k & V_{2,k} + V'_k & \dots & V_{N,k} + V'_k \end{bmatrix}^T,$$

где $R_{i,k}$ и $V_{i,k}$ – дальность от приемника до i -го НКА и ее производная; $\mathbf{n}_{R,k}$ и $\mathbf{n}_{V,k}$ – векторы погрешностей

оценок в приемнике псевдодальности и псевдоскорости соответственно. Дискретные процессы $\mathbf{n}_{R,k}$ и $\mathbf{n}_{V,k}$ моделируются как некоррелированные белые гауссовские шумы с нулевым средним и дисперсиями $\mathbf{D}_{R,k}$ и $\mathbf{D}_{V,k}$ соответственно.

Уравнения алгоритма РФК для таких наблюдений (2) заданы выражениями (6.233) и (6.234) из [10] и поэтому здесь не представлены.

В. Модель наблюдений ЛНС СШП

Для использования в РФК определена следующая дискретная модель наблюдений СШП ЛНС:

$$T_{rx,k}^j = T_{txUWB,k} + \frac{R_k^j}{c} + n_{UWB,k} \quad (3)$$

где $T_{rx,k}^j$ – k -й момент времени приема сигнала от передатчика объекта j -й опорной точкой в шкале ЛНС. $T_{txUWB,k}$ – k -й момент времени излучения сигнала от передатчика объекта. R_k^j – геометрическая дальность от объекта до j -й опорной точкой. $n_{UWB,k}$ – погрешность измерения времени приема сигнала ЛНС.

Особенностью используемой модели наблюдений является учет априорно неизвестного значения времени излучения сигнала $T_{txUWB,k}$ в момент приема сигнала.

С. Особенности обработки наблюдений в РФК

При построении модели фильтра были учтены следующие факты:

- 1) масштабы ШВ приемника ГНСС и ШВ ЛНС одинаковы на интервале наблюдений;
- 2) разница ШВ ГНСС и ЛНС оценена отдельно до начала работы фильтра;
- 3) период излучения сигнала передатчиком в ЛНС варьируется дискретно в пределах 10% (интервал между дискретами составляет 1мс) от номинального значения 0,1 с;
- 4) в связи с непостоянным периодом между моментами наблюдений сигналов ГНСС и ЛНС темп работы фильтра меняется и определяется наблюдаемой разницей между моментами наблюдений: между двумя соседними моментами наблюдений ЛНС или между наблюдениями ЛНС и ГНСС.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

Представленные в данной статье результаты получены путем апостериорной обработки в предлагаемом РФК ряда натурных измерений. Эти данные получены в серии ранее проведенных экспериментов, которые были описаны в [6].

Обработка данных в предложенном РФК реализована на основе процедурного программирования в системе MATLAB/Octave и представляет собой совокупность взаимодействующих m -файлов (функций).

В качестве опорной траектории для оценки погрешности работы предлагаемого РФК были взяты результаты обработки только ГНСС-измерений относительно базовой станции в режиме RTK, полученные в [6].

Были обработаны серии экспериментов. В качестве примера в табл. 1 представлены результаты работы фильтра в различных режимах:

- 1) только по сигналам ЛНС СШП;
- 2) только по сигналам ГНСС;
- 3) при совместной обработке.

Для оценки качества работы РФК дополнительно в таблицу включены результаты работы одномоментной оценки только плановых координат объекта методом наименьших квадратов (МНК) только по сигналам ГНСС или только по сигналам ЛНС.

TABLE I. ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ

Режим НЗ	Мат. ожидание / СКО, м		Решений НЗ (на общем интервале)
	x	y	
МНК ГНСС	-6,14/0,62	-22,85/1,11	43
МНК ЛНС	0,32/0,24	-0,73/0,18	53
РФК ГНСС	-0,24/0,73	-4,00/1,26	43
РФК ЛНС	1,13/0,61	-1,42/1,03	64
РФК ГНСС+ЛНС	0,76/0,46	-0,38/0,19	107

Совместное использование сигналов ГНСС и СШП ЛНС в городских условиях позволило увеличить надежность навигационных определений не менее чем на 40% относительно навигации только по сигналам ГНСС в этих условиях.

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Представлены сравнительные результаты оценки ошибок относительного позиционирования при движении автомобиля по улицам города по результатам обработки измерений:

- только сигналов ЛНС СШП;
- полученных приемником ГНСС в режиме абсолютных и относительных определений, в том числе с обработкой фазовых измерений (режим RTK);
- при постобработке совместных измерений ГНСС и СШП сигналов.

Реализация режима RTK в городских условиях не всегда успешна, особенно в условиях плотной городской застройки [6].

Результаты обработки экспериментальных данных показали возможность использования РФК для определения плановых координат и компонент вектора скорости по сигналам не менее 3 опорных точек ЛНС СШП. Однако при уменьшении числа наблюдаемых опорных точек возрастает ошибка оценки вектора скорости, влияющих на точность определения координат.

При совместной обработке в РФК по сигналам ГНСС и ЛНС СШП удается оценивать ВС объекта даже

уменьшении количества наблюдаемых НКА до трех или ОТ СШП ЛНС до двух.

Анализ данных таблицы показывает повышение надежности определения координат и вектора скорости объекта в сложных условиях навигации, то есть увеличение интервала бесшовной навигации, при сохранении погрешности определения относительных координат менее 1 метра (в сравнении с режимом РТК).

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Относительные определения положения объектов в городе по сигналам СШП имеют потенциал для повышения точности и надежности, особенно при использовании алгоритмов фильтрации.

Определение относительных координат только по сигналам ГНСС (ГЛОНАСС и GPS) в режиме РТК крайне ненадежны в условиях города при маневрах автомобиля. Решения навигационной задачи только по сигналам ГНСС в режиме абсолютных определений координат в условиях городских улиц хотя и более вероятны по сравнению с режимом РТК, однако не обеспечивают требуемой для беспилотного транспорта точности позиционирования.

Полученные результаты оценки координат по сигналам ЛНС СШП являются предварительными, но подтверждают возможность использования СШП сигналов вне помещений для информационной поддержки и контроля положения беспилотных объектов в районах плотной городской застройки и даже в туннелях. Одним из недостатков ЛНС на основе сигналов СШП является относительно небольшие размеры рабочих зон.

Совместная обработка сигналов ЛНС СШП и ГНСС потенциально позволяет достичь бесшовной навигации в городских условиях с погрешностью не более 1 м (СКО) при определении относительных координат.

ЛНС на базе СШП сигналов относительно недороги и могут быть быстро развернуты в городской среде для обеспечения бесшовной навигации с требуемой точностью. По критериям точность/надежность приемопередатчики СШП можно рассматривать как промежуточные навигационные средства между приемниками сигналов ГНСС (точные и недостаточно надежные) и ИНС (надежные и недостаточно точные).

Дальнейшая работа будет включать исследование режима навигации наземных объектов в сложных условиях при совместной обработке сигналов ГНСС и ЛНС СШП

при снижении общего количества сигналов РНТ (ГНСС + ЛНС СШП) до 3 при известной высоте объекта вплоть до полного прекращения наблюдения сигналов НКА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Du, J. and Barth, M., Next-generation automated vehicle location systems: Positioning at the lane level, *IEEE Trans. Intell. Transp. Syst.*, Mar. 2008, vol. 9, no. 1, pp. 48–57.
- [2] Luettel, T., Himmelsbach, M., and Wuensche, H., Autonomous ground vehicles—Concepts and a path to the future, *Proc. IEEE*, May 2012, vol. 100, no. Special Centennial Issue, pp. 1831–1839.
- [3] Wan, G. et al., Robust and Precise Vehicle Localization Based on Multi-Sensor Fusion in Diverse City Scenes, *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2018, pp. 4670–4677, doi: 10.1109/ICRA.2018.8461224.
- [4] V. ilçi, C. Toth, Charles, High definition 3D map creation using GNSS/IMU/LiDAR sensor integration to support autonomous vehicle navigation, *Sensors*, Feb. 2020, vol. 20, pp. 899, doi: 10.3390/s20030899.
- [5] Tsaregorodtsev, D., Petuhov, N., Chugunov, A., Kulikov, R., and Zamolodchikov, V., Integration of GNSS with Non-Radio Sensors with Separation of the State Vector for Transport Navigation Tasks, *27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, 2020, pp. 1–3, doi: 10.23919/ICINS43215.2020.9133762.
- [6] Chugunov, A.A., Petukhov, N.I., Malyshev, A.P., Pudlovskiy, V.B., Glukhov, O.V., and Frolov, A.A., Experimental Evaluation of UWB Local Navigation System Performance Used for Pedestrian and Vehicle Positioning in Outdoor Urban Environments, *XV International Scientific-Technical Conference on Actual Problems Of Electronic Instrument Engineering (APEIE)*, 2021, pp. 449–454, doi: 10.1109/APEIE52976.2021.9647604.
- [7] Jiang, W., Cao, Z., Cai, B., Li, B., and Wang, J., Indoor and Outdoor Seamless Positioning Method Using UWB Enhanced Multi-Sensor Tightly-Coupled Integration, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, Oct. 2021, vol. 70, no. 10, pp. 10633–10645, doi: 10.1109/TVT.2021.3110325.
- [8] A. Masiero, C. Toth, J. Gabela, G. Retscher, A. Kealy, H. Perakis, V. Gikas, D. Grejner-Brzezinska, "Experimental Assessment of UWB and Vision-Based Car Cooperative Positioning System," in *Remote Sensing*, 13.4858, p. 35, 2021, doi: 10.3390/rs13234858.
- [9] MacGougan, G., O'Keefe, K., Klukas, R., Tightly-coupled GPS/UWB Integration, *Journal of Navigation*, Jan. 2010, vol. 63, no. 1, pp. 1–22, doi:10.1017/S0373463309990257.
- [10] Perov, A.I. and Kharisov, V.N., *GLONASS in Construction and functioning principles*, Moscow: Radiotekhnika, 2010 (in Russian).
- [11] Korogodin, I.V., Malyshev, A.P., Chugunov, A.A., Brovko, T.A., Siziakova, A.Y., and Vakhitov, R.R., Comparison of local ultrawideband radio navigation systems architectures, *4th International Youth Conference on Radio Electronics, Electrical and Power Engineering (REEPE)*, 2022, pp. 1–6, doi: 10.1109/REEPE53907.2022.9731398.
- [12] Pudlovskiy, V., Chugunov, A. and Kulikov, R., Investigation of Impact of UWB RTLS Errors on AGV Positioning Accuracy, *International Russian Automation Conference (RusAutoCon)*, 2019, pp. 1–5, doi: 10.1109/RUSAUTOCON.2019.8867677.

Оценка предельной точности магнитной навигации по данным геомагнитных съемок

М.Ю. Тхоренко
ИПУ РАН
Москва, Россия
tkhorenkom@mail.ru

Е.В. Каршаков
ИПУ РАН
Москва, Россия
karshakov@ipu.ru

Аннотация—В статье рассматривается оценка потенциальной точности систем навигации по различным параметрам магнитного поля Земли с использованием неравенства Рао–Крамера. Для простой модели шумов измерителя выводится формула, связывающая точность навигации и пространственные производные магнитного поля. Описывается спектральный метод пересчета исходных измерений поля на большую высоту. С использованием данных натуральных геофизических съемок оценивается потенциальная точность навигации на различных высотах и при использовании для коррекции как геомагнитного поля, так и его градиента.

Ключевые слова—корреляционно-экстремальные навигационные системы, геомагнитная навигация, магнитная градиентометрия.

1. ВВЕДЕНИЕ

В последнее время появляется все больше работ, посвященных коррекции инерциальных навигационных систем по геомагнитному полю [1–3]. Возможен, однако, и другой подход к построению интегрированных навигационных систем, заключающийся в комплексировании инерциальных измерений с данными о градиенте магнитного поля [4]. Системы, использующие в качестве корректирующей информации параметры градиента магнитного поля Земли, обладают рядом преимуществ по сравнению с системами с коррекцией по вектору или тензору магнитного поля, а именно: подавление влияния естественных вариаций геомагнитного поля, большие пространственные частоты (и, потенциально, более высокая достижимая точность навигации), большая временная стабильность параметров градиента поля [5]. Вместе с тем навигация по градиенту геомагнитного поля не лишена и ряда недостатков, главный из них – быстрое затухание амплитуды аномалий с высотой, в связи с чем при высотах полета больше 300–500 м навигация по магнитному полю становится более точной, чем навигация по его градиенту. Поэтому определенный интерес представляет оценка потенциальной точности навигационных систем с коррекцией по магнитному полю в различных условиях. В работе [4] для такой оценки была использована синтетическая модель аномального магнитного поля Земли. Однако для практических применений более важна оценка потенциальной точности системы геомагнитной навигации по данным реальных измерений магнитного поля, полученных в результате натуральных геофизических съемок. Этот вопрос будет рассмотрен в настоящей статье.

Наш подход состоит в следующем. Как известно, можно найти ограничение сверху на точность оценки некоторого параметра (неравенство Рао–Крамера). Для того чтобы применить данное неравенство в нашем случае, необходимо найти величину первой (для навигации по полю) или второй (для навигации по градиенту поля) производной магнитного поля по пространственным координатам. Данные производные могут быть определены по имею-

щимся данным геомагнитных съемок. Более того, возможно пересчитать имеющиеся данные на небольшой высоте полета на большую высоту и оценить таким образом точность магнитной навигации на разных высотах.

II. НЕРАВЕНСТВО РАО–КРАМЕРА

Пусть x – случайная величина, y – вектор ее измерений; пусть также их совместная плотность распределения вероятности $f(x, y)$. Тогда при весьма общих предположениях о функции f верно следующее неравенство Рао–Крамера [6]:

$$E(\hat{x} - x)^2 \geq \frac{1}{E\left(\frac{\partial \ln f(x, y)}{\partial y}\right)^2}, \quad (1)$$

где \hat{x} – оценка величины x .

Пусть теперь x – координата вдоль прямолинейного маршрута, y – вектор измерений магнитного поля или его градиента; они связаны соотношением

$$y = s(x) + n,$$

где $s(x)$ – известная функция, описывающая зависимость измерений от координат, n – шум датчиков.

Предположим, что шум является нормально распределенной случайной величиной с нулевым математическим ожиданием и дисперсией r^2 . Пусть априорно известная координата имеет нормальное распределение с математическим ожиданием x_0 и дисперсией p^2 . Тогда

$$f(x, y) = N \exp\left(-\frac{(y - s(x))^2}{2r^2}\right) \exp\left(-\frac{(x - x_0)^2}{2p^2}\right), \quad (2)$$

где N – нормирующий множитель. Кроме того,

$$E(\hat{x} - x)^2 = \int \int \left(\frac{\partial \ln f(x, y)}{\partial x}\right)^2 f(x, y) dx dy. \quad (3)$$

Подставляя (2), (3) в (1) и используя выражения для математического ожидания и дисперсии, окончательно получаем следующую формулу для границы Рао–Крамера:

$$E(\hat{x} - x)^2 \geq \frac{1}{p^{-2} + r^{-2} I'} \quad (4)$$

где $I' = \int \left(\frac{\partial s(x)}{\partial x}\right)^2 f(x) dx$ и за $f(x)$ обозначена плотность распределения величины x . Отметим, что данный резуль-

тат совпадает с формулой, полученной в работе [7], с точностью до обозначений.

Интеграл I может быть найден численно с помощью метода Монте-Карло. Для этого надо взять M реализаций x_i случайной величины x , тогда

$$I = \frac{1}{M} \sum \left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^2 \Big|_{x=x_i}. \quad (5)$$

Точность такой оценки для I возрастает при увеличении числа реализаций M [8].

III. ПЕРЕСЧЕТ ПОЛЯ НА БОЛЬШУЮ ВЫСОТУ

Для пересчета поля на большую высоту воспользуемся спектральным методом. Для аномального поля δB в гармоническом приближении справедливо:

$$\Delta B = B_a \cdot n,$$

где B_0 – вектор нормальной составляющей поля, B_a – вектор аномального магнитного поля, $n = B_0/B_0$ – единичный вектор в направлении B_0 . Предполагая n постоянным (что справедливо для не слишком длинных прямолинейных участков движения) и учитывая уравнение Лапласа для каждой из компонент вектора B_a , получаем:

$$\Delta \delta B = 0. \quad (6)$$

Предположим, что аномальное поле δB задано в узлах равномерной сетки и разложим его в двумерный ряд Фурье:

$$\delta B = \sum A(k_x, k_y, z) \exp(ik_x x + ik_y y).$$

Из (6) получаем:

$$\frac{\partial^2 A}{\partial z^2} - k^2 A = 0,$$

где $k^2 = k_x^2 + k_y^2$. Тогда для A справедливо:

$$A = C(k_x, k_y) \exp(kz),$$

где коэффициенты $C(k_x, k_y)$ вычисляются как дискретное двумерное преобразование Фурье исходных данных и выбран знак «+» в показателе экспоненты, т.к. $z < 0$ (ось системы координат OZ направлена вниз). Таким образом, рассматриваемый метод пересчета на большую высоту состоит в выполнении преобразования Фурье исходных данных, умножении результата преобразования в частотной области на экспоненциальный множитель и выполнении обратного преобразования Фурье.

Отметим, что с использованием несколько более сложных методов можно выполнить пересчет на большую высоту исходных данных, не заданных на равномерной сетке (см. [9]).

IV. ОБРАБОТКА ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ДАННЫХ

В нашем распоряжении имелись исходные данные геофизических съемок на акватории Каспийского моря, выполненные как с самолета, так и с судна. Съемки производились вдоль нескольких прямолинейных маршрутов, при этом расстояние между точками, в которых производились измерения, можно с хорошей точностью считать постоянным вдоль маршрута. Первая и вторая производная поля вдоль маршрута оценивались непосредственно по исходным данным. При пересчете поля на

большую высоту в нашем распоряжении был только одномерный Фурье-спектр $C(k_x)$, получаемый по исходным данным. Для того чтобы расширить этот спектр на двумерную область, мы задались априорной моделью $C(k_x, k_y) = C(k_x)$ и выполнили пересчет поля способом, указанным выше. Далее вычислялась граница Рао-Крамера по формулам (4) и (5).

Заметим, что определение пространственных производных поля путем численного дифференцирования исходных данных, вообще говоря, не является корректным. Более строгий подход заключается в рассмотрении задачи определения производных как обратной некорректно поставленной задачи и решении ее с использованием регуляризации Тихонова (см. [10, 11, 12]). Однако в рассматриваемом случае данный подход применить не удалось, т.к. выбор регуляризующего параметра зависит от модели ошибок датчиков, которая в данном случае полностью не была известна. Кроме того, поскольку точность навигации зависит от пространственной длины волны аномального поля, а регуляризация в основном влияет на наиболее коротковолновые вклады, то использование нерегуляризованного решения приведет только к снижению $E(\hat{x} - x)^2$, т.е. усилению оценки снизу.

Самолетные данные были записаны на высоте примерно 250 м и позже пересчитаны описанным выше методом на высоту 1000 м. Результаты расчета для высоты 250 м и градиентных измерений представлены на рис. 1, при использовании измерений поля точность была примерно в 2 раза ниже. Для высоты 1000 м точность навигации по градиенту поля ухудшилась до нескольких сотен метров, при этом точность навигации по полю оставалась сравнительно высокой (рис. 2). При оценке точности навигации по данным с судна получены величины 50-70 м как для градиента, так и для поля.

Относительно описанных результатов необходимо отметить следующее. Точность навигации по любому параметру магнитного поля сильно зависит от минимальной пространственной длины волны в спектре этого поля. При описанном выше способе обработки исходных данных минимальная длина волны зависит от расстояния между точками на исходной геофизической съемке. Например, про аэромагнитной съемке это расстояние было примерно 7 м, а при съемке с судна – 50 м. Именно это различие в густоте съемочной сети объясняет парадоксальный на первый взгляд результат: точность навигации у Земли оказалась хуже точности на высоте 250 м, при том что теория говорит об обратной зависимости точности от высоты.

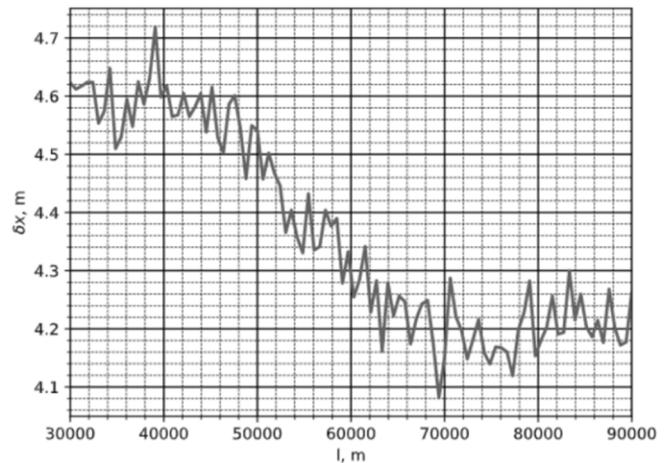


Рис. 1. Точность навигации по градиенту поля на высоте 250 м

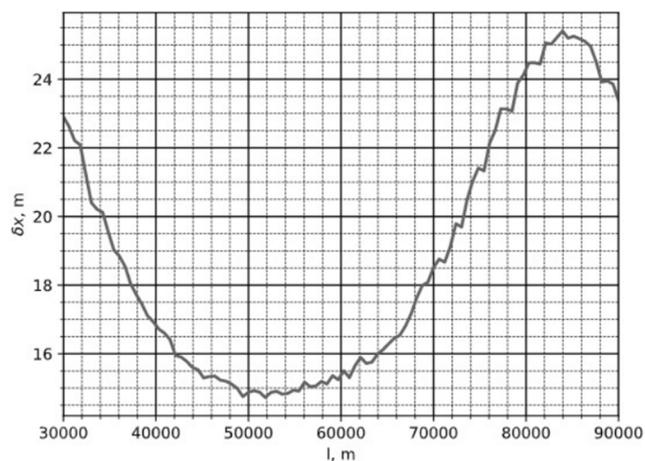


Рис. 2. Точность навигации по полю на высоте 1000 м

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей статье рассмотрена оценка потенциальной точности геомагнитной навигации с использованием неравенства Рао–Крамера. Получены оценки снизу для дисперсии навигационных ошибок при простых предположениях о стохастических характеристиках априорной ошибки координат и шума датчиков. С использованием полученного выражения и описанного метода пересчета аномального поля на большую высоту получены оценки точности навигации на высотах 0 м (при измерениях с борта судна), 250 м и 1000 м. Полученные результаты показывают, что при небольших высотах полета преимущество по точности имеют системы, использующие градиентные измерения.

- [1] Lee, T.N. and Canciani, A.J., MagSLAM: Aerial simultaneous localization and mapping using Earth's magnetic field, *Navigation*, 2020, vol. 67, pp. 95–107.
- [2] Huang, Y. et al., Theoretical research on full attitude determination using geomagnetic gradient tensor, *Journal of Navigation*, 2015, vol. 68, pp. 951–961.
- [3] Getscher, T. and Frontera, P., Magnetic gradient tensor framework for attitude-free position estimation, *International Technical Meeting of the Institute of Navigation*, 2019, pp. 495–507.
- [4] Tkhorenko, M.Yu. et al., On integration of a strapdown inertial navigation system with modern magnetic sensors, *25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, 2018, pp. 1–4.
- [5] Karshakov, E.V., Tkhorenko, M.Yu., and Pavlov, B.V., Aeromagnetic gradiometry and its application in navigation, *Automation and Remote Control*, 2018, pp. 897–910.
- [6] Ван Трис Г. Теория обнаружения, оценок и модуляции. Том I. Теория обнаружения, оценок и линейной модуляции. М.: Советское радио, 1972. 744 с.
- [7] Степанов О.А., Торопов А.Б., Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям // *Гироскопия и навигация*. 2015. № 3(90). С. 102–125.
- [8] Press, W.H. et al., *Numerical recipes. The Art of Scientific Computing*. 3rd ed., Cambridge University Press, 2007, p. 1235.
- [9] Pilkington, M. and Boulanger, O., Potential field continuation between arbitrary surfaces – Comparing methods, *Geophysics*, 2017, vol. 82(3), pp. J9–J25.
- [10] Gang, Y. et al., Calculation of the Magnetic Gradient Tensor from Total Magnetic Anomaly Field Based on Regularized Method in Frequency Domain, *Journal of Applied Geophysics*, 2016, vol. 134, pp. 44–54.
- [11] Pasteka, R. et al., Regularized Derivatives of Potential Fields and their Role in Semi-automated Interpretation Methods, *Geophysical Prospecting*, 2009, vol. 57, pp. 507–516.
- [12] Pasteka, R. et al., REGCONT: A Matlab Based Program for Stable Downward Continuation of Geophysical Potential Fields Using Tikhonov Regularization, *Computers & Geosciences*, 2012, vol. 49, pp. 278–289.

Исследование возможности использования сверточной нейронной сети для обнаружения Солнца в режиме нестабилизированного движения наноспутника

И.В. Белоконов
Межвузовская кафедра
космических исследований,
Самарский национальный
исследовательский университет
Самара, Россия
Belokonov.iv@ssau.ru

Вильмер А. Карденас Д.
Межвузовская кафедра
космических исследований,
Самарский национальный
исследовательский университет
Самара, Россия
ing.cardenas2@gmail.com

Хосе Г. Кихада П.
Институт авиационной и ракетно-
космической техники,
Самарский национальный
исследовательский университет
Самара, Россия
hosekihada@yandex.ru.

Аннотация—В данной статье предлагается использовать технологию компьютерного зрения для обнаружения Солнца в режиме нестабилизированного движения наноспутника, которая ранее не применялась для этих целей. Предлагаемая технология обнаружения объектов заданного класса основывается на применении сверточной нейронной сети (Convolutional Neural Network – CNN) с архитектурой YOLOv3 (You Only Look Once версии 3). Такой вариант архитектуры CNN позволяет легко организовать обучение с помощью данных о выделенных изображениях Солнца, представленных в формате MS COCO (Microsoft Common Objects in Context). Создано программное обеспечение, позволяющее проводить анализ данных, предоставляемых нейронной сетью, таких как кадры изображений Солнца с привязкой ко времени, визуализировать траектории Солнца, находить оценки угловой скорости движения наноспутника и т.д. Проведенное моделирование подтвердило целесообразность использования технологии компьютерного зрения на космических аппаратах наблюдения за Солнцем. При этом архитектура сверточных нейронных сетей YOLOv3 не предъявляет высоких требований к реализации CNN на бортовых вычислительных средствах и может быть реализована на наноспутниках.

Ключевые слова—компьютерное зрение, архитектура YOLOv3, сверточные нейронные сети, обнаружение Солнца, нестабилизированный наноспутник, оценка угловой скорости.

I. ВВЕДЕНИЕ

Космическая погода является одним из ключевых направлений современной гелиофизики, основной задачей которой является мониторинг солнечной активности и попытка прогнозирования последствий солнечных событий в околоземном космическом пространстве, а также на поверхности Земли. Отсутствие отечественного космического сегмента для регулярного наблюдения солнечных вспышек делает особенно перспективным применение низкостоймых малоразмерных космических аппаратов класса наноспутников для решения этих задач. В силу невысокой точности измерительных средств, применяемых на наноспутниках, в ряде миссий допускается нестабилизированное движение наноспутника относительно центра масс, при этом наблюдение Солнца может осуществляться только в момент его попадания в объектив камеры [1, 2]. Таким образом, камера наноспутника не всегда будет наблюдать Солнце и снимаемое потоковое видео будет содержать много ненужной информации. По этой причине предлагается использовать технологию компьютерного зрения (Computer Vision – CV) для выделения в потоковом видео изображе-

ний Солнца с целью их архивирования и последующей передачи на Землю. Кроме этого, технологии CV могут использоваться для фильтрации изображений, контроля положения и ориентации наноспутника, снижения энергопотребления бортовых систем и оптимизации процесса отправки информации в центр управления полетом [1, 2].

В данной работе предлагается использовать для выделения изображений Солнца в потоковом видео сверточную нейронную сеть (Convolutional Neural Network – CNN) с архитектурой YOLOv3 (You Only Look Once версии 3). Важно отметить, что YOLOv3 был предварительно обучен по изображениям из базы данных MS COCO [3, 4, 5].

Использование такого подхода позволяет достигнуть следующих результатов:

- снизить энергопотребление бортовых средств, потому что CNN может фильтровать изображения и видео, собранные камерой или телескопами в режиме реального времени, что приведет к сокращению времени на обработку информации и уменьшит нагрузку на бортовые вычислительные средства;
- уменьшить размер памяти для хранения изображений Солнца;
- оценить положение космического аппарата по отношению к Солнцу, что можно использовать в контуре управления ориентацией;
- определить скорость углового движения, что можно использовать в контуре стабилизации движения.

II. ОБУЧЕНИЕ СВЕРТОЧНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ СОЛНЦА

Чтобы обучить CNN с архитектурой YOLOv3, необходимо сгенерировать набор изображений Солнца в формате YOLO. Для создания такого набора изображений использовались видео Солнца с интернет-сайтов. Было использовано 50 видео файлов, полученных со спутников и размещенных на сайтах ведущих космических агентств (NASA, ESA, ROSCOSMOS) [6–9]. Было отобрано около 7000 фотографий Солнца, из которых были выбраны 4266 изображений, похожих друг на друга (рис. 1).

Код программы, реализующей архитектуру YOLO v3 был заимствован из репозитория [10] и реализован в сре-

де Python 3.6. Для обучения CNN использовался суперкомпьютер «Сергей Королёв» Самарского университета, включающий многоядерный процессор (2496 ядер CUDA), графический процессор GPU Nvidia Tesla K20c. Было проведено 100 итераций процесса обучения нейронной сети для формирования адекватных признаков обнаружения Солнца, при этом допускалась возможность переобучения сети для достижения вероятности обнаружения Солнца не менее 0,9. В процессе маркировки выбранных изображений для обучения CNN использовалось программное обеспечение Labellmg.



Рис. 1 Примеры изображений Солнца, которые использовались для обучения и тестирования CNN

III. ТЕСТИРОВАНИЕ СВЕРТОЧНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ СОЛНЦА

Для оценки эффективности применения CNN использовались два типа видеофайлов: реальные съемки Солнца, записанные на международной космической станции (МКС), и моделируемые видеоизображения Солнца. Чтобы облегчить анализ видеoinформации, в исходную архитектуру YOLO v3 был включен программный модуль, который позволяет отображать информацию об общей продолжительности наблюдения Солнца, на какой скорости (fps) анализируется видеофайл и на сколько кадров было разделено видео непосредственно на терминале во время анализа видеофайла. Кроме того, фиксируется время и координаты рамки в пикселях, в поле которой произошло обнаружение Солнца. По окончании анализа создается файл типа *.pru* со всеми данными, отображаемыми на терминале, и новый файл типа *.tr4*, в котором можно увидеть то же видео, но с метками, указывающими положение Солнца.

A. Тестирование сверточной нейронной сети на реальном видеофайле с международной космической станции

Первый тест заключается в обнаружении и отслеживании Солнца на видео, снятом в космосе и полученном с сайта Amazing Space [11]. На видео можно увидеть, что МКС совершает полный виток вокруг Земли за 90 минут, при этом Солнце никогда не садится. Это связано с тем, что траектория движения МКС проходит через линию, разделяющую день и ночь (линия терминатора).

Видеофайл имеет продолжительность 49,2 с, что эквивалентно 1477 кадрам при скорости 30 fps.

На рис. 2 изображена траектория в поле зрения камеры. Красная точка представляет собой текущий центр кадра, в котором обнаружено изображение Солнца. На представленном рисунке Солнце совершает полный оборот в объективе камеры за 31,3 с. Флуктуации, которые наблюдаются в изображении траектории, связаны с изменением маркировки ограничивающей рамки изображения Солнца вследствие изменения его яркости, и возможностями используемых вычислительных средств.

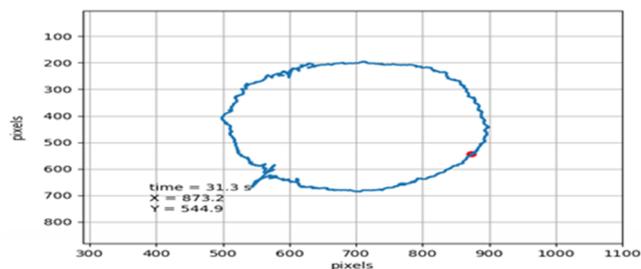


Рис. 2. Траектория Солнца в реальном видео с МКС

С 8 секунды по 9,9 секунды на видео зафиксировано наибольшее нарушение видимости Солнца, это связано с тем, что солнечные панели МКС препятствуют эффективному обнаружению Солнца (рис. 3). Важно отметить, что CNN все же идентифицировала положение Солнца, несмотря на то что видимость Солнца частично или полностью затенялась солнечными батареями МКС. Такой результат объясняется тем, что CNN использует в качестве эталона яркость, которую удалось отфильтровать через панели, и предсказывает положение Солнца.

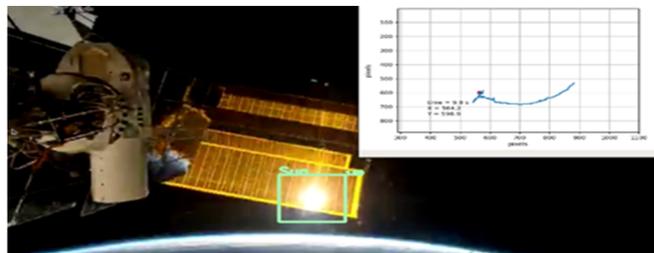


Рис. 3. Нарушение изображения Солнца, вызванное затенением солнечными панелями МКС

B. Тест сверточной нейронной сети при нестабилизированном движении наноспутника с помощью виртуального видео

В следующем тесте было использовано виртуальное видео, созданное в программе Systems Tool Kit (STK), которая является платформой для анализа и визуализации сложных космических миссий [12]. При этом моделировалось движение наноспутника с заданной угловой скоростью ω вокруг оси n , перпендикулярной плоскости, проходящей через направление на Солнце S и продольную ось L наноспутника, совпадающую с осью видеокамеры (рис. 4) [13]. В результате моделирования в программе STK был сформирован видеофайл, полученный виртуальной видеокамерой с углом обзора 15° , установленной на наноспутнике, находящемся на солнечно-синхронной круговой орбите высотой 500 км и наклоном 97° . На сформированном видеофайле наноспутник совершает четыре оборота вокруг оси n . При этом угло-

вая скорость в пределах каждого оборота принимала разные значения: 5°/с, 10°/с, 25°/с, 40°/с.

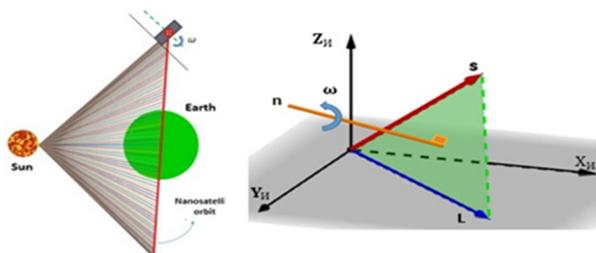


Рис. 4. Иллюстрация модельной задачи

Несмотря на то что в обучении CNN использовались реальные изображения Солнца, а анализировался смоделированный видеofile, нейронная сеть смогла распознать на видео изображения Солнца. Для этого случая был использован разработанный программный модуль, который анализировал информацию, хранящуюся в файле с расширением *.nru*. В табл. 1 показаны результаты анализа смоделированного видео с помощью CNN, а на рис. 5 приведены результаты определения нейронной сетью угловой скорости вращения наноспутника.

ТАБЛИЦА 1. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ СВЕРТОЧНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ CNN

Номер варианта	ω_r , °/с	T_0 , с	T_f , с	T_r , с	NF	ω_o , °/с	ω_e , %
1	5	1,4	4,3	2,9	87	5,2	4,2
2	10	7,2	8,6	1,4	43	10,5	4,9
3	25	10,2	10,8	0,6	17	26,3	5,3
4	40	12,1	12,4	0,33	10	45,5	13,6

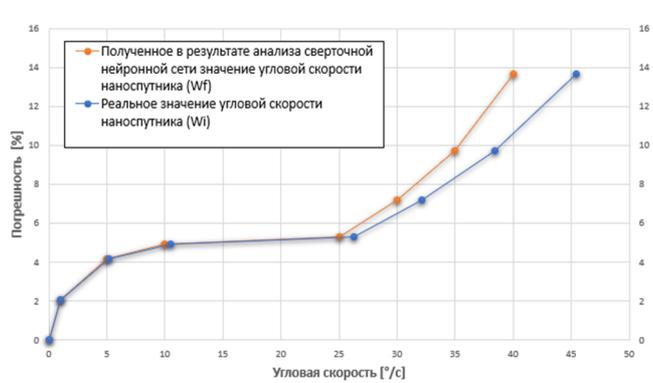


Рис. 5. График погрешности относительно угловой скорости

Программа позволила выделить изображение Солнца на видео и определить начальное (T_0) и конечное (T_f) время обнаружения Солнца на видео, общую продолжительность демонстрации изображения Солнца (T_r), а также общее количество кадров Солнца (NF). Кроме того, в таблице приведены модельные угловые скорости наноспутника (ω_r), результаты оценки с помощью CNN угловой скорости (ω_o), погрешность оценки угловой скорости (ω_e). Из полученных результатов можно сделать вывод, что погрешность решения задачи определения угловой скорости по обработке видеofайлов сверточной нейронной сетью зависит от продолжительности интервала времени наблюдения за Солнцем и от мощности вычислительного устройства, в том числе наличия графического процессора. Для рассмотренного случая CNN

позволяет оценить с пятипроцентной ошибкой угловую скорость вращения наноспутника в интервале значений до 25°/с.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Архитектура YOLOv3 зарекомендовала себя как хороший инструмент для обнаружения и отслеживания Солнца. Несмотря на ограничения, которые возникали во время тестирования CNN при использовании компьютера без графического процессора, сверточной нейронной сети удалось обнаруживать и отслеживать Солнце на угловых скоростях до 25°/с. Программный модуль для считывания и анализа данных в будущем будет модифицирован за счет добавления встроенного фильтра для устранения колебаний, зафиксированных на рис. 2. В будущем эффективность использования CNN будет исследована с использованием компьютеров, снабженных графическим процессором. Для использования в составе бортового программного обеспечения наноспутника созданная CNN будет реализована в облегченной версии YOLOv3 (Tiny YOLOv3), которая может быть использована в новой интеллектуализированной системе управления движением.

Использование предложенного подхода, основанного на применении архитектуры сверточной нейронной сети, очень полезно, так как позволяет снизить энергопотребление приборов на борту наноспутника, фильтровать изображения и видео, собранные камерой или телескопом, в режиме реального времени, что существенно уменьшает объем памяти, необходимый для хранения изображений Солнца на борту и оптимизирует процесс передачи их в ЦУП. Аналогичным образом CNN позволяет с помощью данных, собранных из видео в режиме реального времени, определить положение наноспутника по отношению к Солнцу и использовать эти данные в контуре управления движением наноспутника.

Предложенный подход к анализу видео информации, основанный на использовании сверточных нейронных сетей, может быть использован в задачах относительной навигации при групповом движении космических аппаратов, а также может снизить риск столкновения на заключительных этапах стыковки с международной космической станцией.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа проводилась в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого за счет государственных ассигнований победителям конкурса научных лабораторий высших учебных заведений, подведомственных Министерству науки и высшего образования России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] UNOOSA. Progress report on the work of the Expert Group on Space Weather, The 58th session of the Scientific and Technical Subcommittee of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Vienna, 2021, vol. 02820, pp. 21–26.
- [2] Moldwin, M., An introduction to space weather, Press C.U. New York: Cambridge University Press, 2008, vol. 148, pp. 148–162.
- [3] Redmon, J., Farhadi, A., YOLOv3: An Incremental Improvement, Tech report. Washington, 2018, pp. 1–6.
- [4] He, K. et al., Mask R-CNN, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, vol. 42, no.2, pp. 386–397.
- [5] Senosian, U., Real-time vehicle detection and tracking in video surveillance cameras, Public University of Navarra, 2020, 65 p.

- [6] Pettit, D., NASA video of the sun seen from the International Space Station, NASA official website, 2015. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=hg2Dk0zttnl&list=LL> (дата обращения: 01.03.2022).
- [7] ESA. Horizons mission time lapse an orbital sunrise, ESA official website, 2019. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=ou77SfOZS1k&t=1s> (дата обращения: 12.02.2022).
- [8] Williams, J., The Earth: 4K Extended Edition, NASA Johnson official website, 2018. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=7fYKMCCPh28> (дата обращения: 15.01.2022).
- [9] Kornienko, M., ISS. Module «Domes», Roscosmos Media, 2020. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=GfUEDvYFVUU>.
- [10] Ultralytics. YOLOv3 code [Электронный ресурс]: 3. Madrid: Ultralytics, 2021. URL: <https://github.com/ultralytics/yolov3> (дата обращения: 01.04.2022).
- [11] NASA. The Sun Never Sets in This Space Station View, NASA official page, 2015. URL: <http://www.elektropribor.spb.ru/nauchnaya-deyatelnost/konferentsii/1519/>.
- [12] Analytical graphics inc. STK Level 1 and Level 2 Training Manual, STK User's Manual, 2022, pp. 1–137.
- [13] Sivaprakash, N., Shanmugam, J., Neural network based three axis satellite attitude control using only magnetic torquers, AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference, Proceedings, 2005, vol. 2, no.1, pp. 1641–1644.

Применение конфигурируемых систем на кристалле при реализации приемника сигналов гидроакустических навигационных систем для подвижных автономных робототехнических комплексов

И.Н. Бурдинский
Управление научной деятельности,
Тихоокеанский государственный университет
Хабаровск, Россия
igor_burdibsky@mail.ru

А.С. Миронов
кафедра вычислительной техники,
Тихоокеанский государственный университет
Хабаровск, Россия
andrei.s.mironov@yandex.ru

Аннотация—В работе рассматривается вариант построения приемника гидроакустических навигационных сигналов автономного робототехнического комплекса с применением конфигурируемых систем на кристалле, построенных по архитектуре FPGA+ARM core. Предложены алгоритмы обработки гидроакустических сигналов, позволяющие успешно решать задачу их детектирования для подводных объектов, находящихся в движении. Проведенные натурные испытания позволяют говорить об эффективности предложенного решения при разработке гидроакустических навигационных систем подводных робототехнических комплексов.

Ключевые слова—автономные робототехнические комплексы, конфигурируемые системы на кристалле, гидроакустические навигационные системы.

1. ВВЕДЕНИЕ

Исследование и разработка необитаемых подводных робототехнических систем и комплексов уже на протяжении 50 лет является одним из самых важных разделов современной науки. В широком круге рассматриваемых проблем выделяются задачи, посвященные разработке гидроакустических навигационных систем (ГАНС). Работа любой гидроакустической системы основана на принципе измерения времени распространения сигнала в гидроакустическом канале между приемником и передатчиком. В зависимости от принципа измерения гидроакустические системы также делятся на пассивные (однопроходный принцип измерения) и активные (двухпроходный принцип измерения) [1]. Расстояние r между приемником и излучателем гидроакустического сигнала определяется как

$$r = k \cdot \tau \cdot V_{sn}, \quad (1)$$

где V_{sn} – скорость звуковой волны в среде; τ – время прохождения сигнала; k – константа, зависящая от конфигурации системы измерения. При использовании активных ГАНС сигнал излучается передающим устройством объекта. Приемное устройство того же объекта принимает либо отраженный сигнал (пассивный ответ) от препятствия, либо ответный сигнал от второго объек-

та, например маяка (активный ответ). Формирование ответного сигнала предполагает наличие на объекте приемного и передающего устройств. В данном случае $k = 1/2$. При использовании пассивных ГАНС сам объект является источником излучения, а второй объект взаимодействия осуществляет только прием сигнала с целью определения времени распространения. Системы отсчета времени обоих объектов должны работать синхронно. Для пассивного измерения времени распространения $k = 1$.

Определение координат подводного объекта (робототехнического комплекса) выполняется после обобщения результатов нескольких измерений времени распространения звукового сигнала при различном расположении приемника и передатчика. Гидроакустические навигационные системы принято разделять на три основные группы по способу определения координат искомого объекта.

1. ГАНС с длиной базой (ГАНС ДБ) [2] – определение координат объекта навигации происходит от системы далеко разнесенных опорных точек (маяков) (базой называется расстояние между опорными точками). Для построения ГАНС ДБ используются три или более маяков, стационарно устанавливаемых на морском дне на фиксированном расстоянии друг от друга в заданных точках с известными географическими координатами. При использовании варианта расстановки маяков вдоль береговой линии достаточно двух маяков. Приемник на борту объекта навигации получает гидроакустические сигналы от каждого базисного маяка. С помощью триангуляционного метода блок обработки определяет абсолютные координаты объекта навигации.

2. ГАНС с короткой базой (ГАНС КБ) [3] – определение координат объекта навигации происходит так же, как и с ГАНС ДБ, но маяки устанавливаются на обеспечивающем судне.

3. ГАНС с ультракороткой базой (ГАНС УКБ) [4] – определение координат объекта навигации происходит с использованием дальномерных и угломерных данных, полученных при взаимодействии маяков, находящихся на малом расстоянии друг от друга, причем маяк, принимающий сигнал, представляет собой массив приемо-передающих антенн.

Гидроакустические навигационные системы с момента возникновения, еще до появления первых робототех-

Исследования проводились при финансовой поддержке Министерства науки и образования Российской Федерации в рамках научно-исследовательской работы № АААА-А20-120021490002-1.

нических систем и комплексов, претерпели множество изменений. Эти изменения прежде всего касаются использования новых видов аппаратного-программного обеспечения при реализации алгоритмов работы и архитектуры приемников и передатчиков. Первые системы обладали сравнительно низкими качественными параметрами – дальность работы до 1 километра, а показатели погрешности – около 5% от дальности. Дальность работы современных систем составляет десятки и даже сотни километров. При этом значение погрешности отдельных систем составляет менее 0,1% от дальности. Основными параметрами гидроакустических приборов и устройств, согласно [5], являются частота излучаемого акустического сигнала, тип используемого сигнала и угол обзора (диаграмма направленности) используемых акустических приемопередатчиков. Диапазон частот используемых сигналов лежит в пределах от сотен герц до сотен килогерц. При этом, чем больше частота, тем меньше дальность распространения сигнала. Тип используемого сигнала влияет на потенциальную точность определения момента прихода сигнала при измерении времени распространения. Диаграмма направленности определяет тип и область применения гидроакустического устройства.

Среди ведущих иностранных разработчиков гидроакустических навигационных систем выделяют EvoLogics, Konsberg, Nautronix, Sonardyne, LinkQuest. Среди российских разработчиков следует отметить такие организации, как Институт проблем морских технологий Дальневосточного отделения РАН, Институт Океанологии им. П. П. Ширшова РАН, НИИ СМ им. Н. Э. Баумана, АО «НИИ гидросвязи «Штиль», ОКБ Океанологической техники РАН, концерн «Океанприбор», концерн «Электроприбор». Технические характеристики соответствующих ГАНС различных производителей, практически не отличаются. При этом стоит отметить тот факт, что ни для одной ГАНС, представленной на рынке, производители не указывают погрешность обсервации для различной взаимной скорости передвижения приемника и передатчика гидроакустического навигационного сигнала. Оценка эффективности гидроакустических навигационных систем при их применении в составе подвижных робототехнических комплексов и разработка специализированных решений является важной как теоретической, так и прикладной научно-технической задачей. Базовым элементом обработки гидроакустических сигналов в составе ГАНС является специальное аппаратно-программное обеспечение приемного устройства, возможности которого зависят как от используемых алгоритмов обработки данных, так и от архитектурных особенностей построения самого устройства [6–8]. В представленной работе рассматривается вариант реализации приемника гидроакустической навигационной системы, реализованный с применением современных развивающихся средств микропроцессорной техники – конфигурируемых систем на кристалле.

К конфигурируемым системам на кристалле (CSoC) относятся FPGA, в которых на определенных участках кристалла вместо логических ячеек реализуются уже существующие микропроцессорные устройства [9, 10]. Как правило, такими устройствами являются процессорные ядра ARM. Наряду с термином «конфигурируемая система на кристалле» существует термин System-On-Programmable-Chip (SoPC) [11,12], определяющий применение в качестве процессора не аппаратного ядра, а

специальную организацию программируемых ячеек FPGA, так называемого soft-процессора (nios soft процессор для FPGA фирмы Intel, PicoBlaze и MicroBlaze soft процессоры фирмы Xilinx). Каждый из этих вариантов обладает достоинствами и недостатками, однако несомненно то, что аппаратное ядро, характеристики которого хорошо дополняют возможности программируемых ресурсов, существенно повышает привлекательность использования FPGA при реализации конечных устройств. В действительности такое устройство может рассматриваться как процессор с очень мощной программируемой периферией. С применением CSoC можно строить системы, сочетающие в себе выполнение алгоритмически сложных задач, поддержку сетевых стеков, GUI и прочих программных приложений, проще поддающихся реализации на процессоре. Задачи, требующие выполнения в реальном времени, такие как обработка сигналов, обработка изображений и других аппаратнозависимых приложений, удобно реализовать на программируемых ячейках. Преимущественное использование в качестве аппаратного процессорного ядра ARM архитектуры позволяет разработчикам применять операционную систему семейства Linux. Наряду с применением операционной системы разработчику доступно использование процессора в режиме «bare-metal». CSoC являются в настоящее время очень привлекательным вариантом для решения множества задач. Однако при этом необходимо обратить внимание на выбор процессорного ядра, подлежащего аппаратной реализации. Если soft-процессоры можно перезагружать практически неограниченно с различной конфигурацией (в определенных пределах), то с аппаратными ядрами такого делать нельзя. Реализуемое аппаратное ядро должно быть построено по актуальной современной архитектуре и удовлетворять потребностям как разработчика, так и пользователя в течение всего периода эксплуатации выбранного семейства CSoC FPGA.

TABLE I. СЕРИИ CSOC СИСТЕМ

Производитель	
Серии FPGA-CSoC	ARM core
Intel (Altera)	
Cyclone V	ARM Cortex-A9, 1 or 2 core
Arria V	
Stratix 10 SX	
Xilinx (AMD)	
Zynq-7000	ARM Cortex-A9, 1 or 2 core
Zynq UltraScale	ARM Cortex-A53, 2 or 4 core ARM Cortex-R5F, 2 core
Versal	ARM Cortex-A72, 2 core ARM Cortex-R5F, 2 core
GOWIN	
GW1NS-2	Cortex M3, 1 core
Microchip	
SmartFusion2	Cortex M3, 1 core

В настоящее время крупнейшими производителями CSoC являются фирмы Xilinx (AMD) [13, 14] и Intel (Altera) [15, 16]. На рынке представлен широкий ассортимент различных FPGA указанных фирм. Также следует отметить и интенсивно развивающихся «молодых» производителей CSoC, а именно китайскую фирму GOWIN [17] и американскую Microchip [18]. В табл. I представлен перечень серий CSoC систем различных производителей и используемые в них аппаратные процессорные ядра. Указанные серии FPGA предназначены для решения различ-

ного круга задач, и как следствие, обладают различной стоимостью, отличающейся на порядок.

В рамках проведенного исследования на базе CSoC Cyclone V был реализован образец приемного устройства сигналов гидроакустической навигационной системы для автономного робототехнического комплекса.

II. СТРУКТУРА ПРИЕМНИКА СИГНАЛА

В данном разделе рассматривается общая структура приемника гидроакустических навигационных сигналов в составе ГАНС автономного подвижного робототехнического комплекса. Экспериментальное исследование разработанного приемника проводилось в период 2019–2021 гг. в акваториях дальневосточных морей.

На рис. 1 представлена предлагаемая структура приемника гидроакустических навигационных сигналов для определения координат подводного объекта с применением конфигурируемых систем на кристалле. В состав приемника входят следующие элементы: фильтр, который осуществляет предварительную фильтрацию и ресемплинг входного гидроакустического навигационного сигнала; коррелятор, который реализует многоканальную цифровую обработку сигналов ГАНС; блок GPS, осуществляющий интеграцию приемника в систему единого времени ГАНС, синхронизированную с часами GPS; блок управления, выполняющий функции управления, контроля и информационного сопряжения между основными элементами приемника ГАНС. Перечисленные выше блоки реализуются на матрице конфигурируемой логики FPGA CSoC. Далее рассмотрим блоки, реализуемые на базе аппаратного микропроцессорного ядра ARM CSoC системы. Блок вычисления координат применяется для определения позиции подводного объекта. Блок фиксации данных используется для сохранения полученных результатов корреляционной обработки и вычисления координат объекта на внешнем носителе. Интерфейсный блок применяется для осуществления сопряжения с бортовой системой автономного робототехнического комплекса посредством Ethernet или USART интерфейса. Указанные блоки реализуются в качестве программного кода, написанного на языке C и C++, выполняемого на процессоре ARM с установленной операционной системой общего назначения семейства Linux. Использование операционной системы общего назначения существенно упрощает разработку и облегчает системную интеграцию приемника сигналов ГАНС [19].

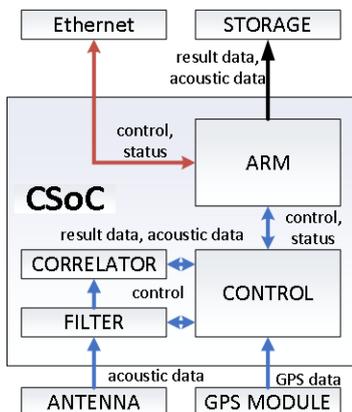


Рис. 1. Структура построения приемника гидроакустических навигационных сигналов

При реализации предложенного варианта приемника сигналов ГАНС в качестве базовых навигационных сигналов предлагается использовать сигналы, манипулированные псевдослучайными последовательностями, такими как m -последовательность и последовательность Голда. В рамках работы был проведен анализ эффективности применения различных методов фильтрации для различной длины окна усреднения входного сигнала в зависимости от структуры и длины входного сигнала.

При реализации блока «коррелятор» предлагается к использованию два алгоритма (далее алгоритм 1 и алгоритм 2) обработки сигнала ГАНС, позволяющие выполнять определение момента прихода сигнала с учетом эффекта Доплера. На рис. 2 представлена схема детектирования сигнала, модулированного одной псевдослучайной последовательностью при реализации процесса обработки данных, следуя алгоритму 1.

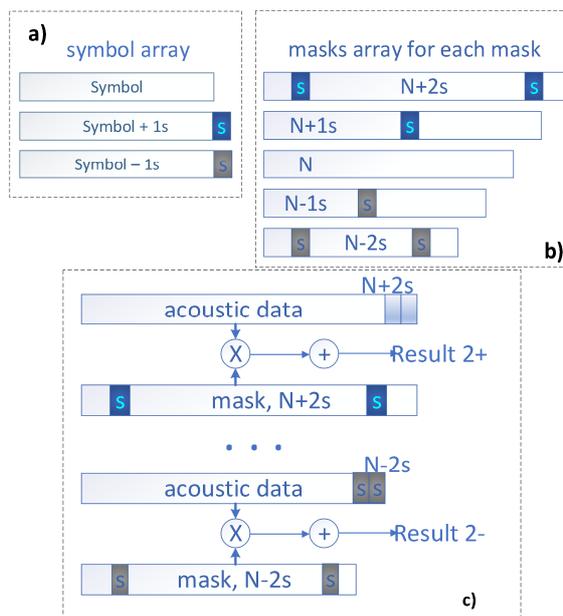


Рис. 2. Информационные структуры, используемые при реализации алгоритма 1

Классический алгоритм корреляционной обработки подразумевает применение маски опорного сигнала для вычисления корреляционной функции. В случае когда относительная скорость между приемником и передатчиком равна нулю данной маски достаточно для выделения искомого сигнала. В случае взаимного перемещения приемника и передатчика за счет эффекта Доплера наблюдается разрушение принимаемого сигнала по отношению к опорной маске. Алгоритм 1 представляет собой модифицированный алгоритм бинарной корреляции [20] для которого вводятся следующие изменения. Определяется максимально возможная относительная скорость взаимного перемещения приемника и передатчика. Итерационно с заданным заранее шагом изменения частоты входного сигнала (относительной скорости перемещения), соответствующим уменьшению длины сигнала на 1 семпл для случая сближения приемника и передатчика или увеличению длины сигнала на 1 семпл для случая удаления приемника от передатчика, формируются опорные маски сигналов. Уменьшение (увеличение) длительности опорной маски для каждого значения измененной вследствие эффекта Доплера частоты происходит с учетом равномерности изменения длительности в

отсчетах на всем протяжении маски. При этом важным замечанием является то, что несущая частота сигнала маски всегда является постоянной и соответствует случаю, когда относительная скорость перемещения приемника и передатчика равна нулю. На рис. 2, *b* показано, что в случае изменения длительности на 1 семпл происходит изменение длительности центрального символа последовательности на один отсчет. В случае изменения длительности на два семпла, то есть в этом случае частота сигнала меняется на большее значение, происходит изменение длительности двух символов, равномерно распределенных по всей маске. В ходе математического моделирования доказано, что алгоритм бинарной корреляции позволяет проводить эффективное детектирование для случая, когда одна и та же маска используется для выделения сигналов, отличающихся по длительности на один отсчет, но при этом имеющих одинаковую структуру. На рис. 2, *a* схематично представлен массив символов, определяющих 0 и 1 маски для случая нулевой относительной скорости, сближения и удаления приемника и передатчика. В процессе обработки маски формируются в реальном времени по бинарному образцу, что позволяет существенно сократить объем хранящейся в FPGA оперативной информации для работы. Длительность окна обрабатываемого сигнала изменяется в зависимости от размера маски, используемой в качестве опорной. Одновременно происходит корреляционная обработка входного сигнала со всеми масками для всех анализируемых относительных скоростей (рис. 2, *c*). Признаком детектирования является максимальное значение бинарной корреляционной функции, полученной по любому из каналов частот, превышающее заданный порог. Стоит отметить, что предложенный алгоритм является достаточно простым при реализации на FPGA и менее требовательным к ресурсам, но при этом обладает меньшей чувствительностью по сравнению с вариантом использования масок, сформированных каждой со своей частотой и применением в качестве алгоритма обработки – классической корреляции.

Алгоритм 2 (рис. 3) также является модификацией алгоритма бинарной корреляции. Но по сравнению с алгоритмом 1 есть ряд принципиальных отличий. При выполнении данного алгоритма предлагается использовать схему квадратурного гетеродина с последующим выделением огибающей сигнала. Идея реализации состоит в том, чтобы при использовании специализированного блока CORDIC [21] библиотеки элементов FPGA для каждого ожидаемого сигнала ГАНС заданной частоты генерировать опорный сигнал синуса и косинуса, после чего за счет применения схемы гетеродина происходит смещение ожидаемого сигнала до частоты соответствующей относительной скорости приемника и передатчика равной нулю. После чего выполняется бинарная корреляция для каждого из сигналов. Признаком детектирования, так же как и в алгоритме 1, является максимальное значение бинарной корреляционной функции, полученной по любому из каналов частот, превышающее заданный порог.

На рис. 4 приведены графики корреляционных функций, полученные при детектировании реального сигнала ГАНС, обработанного алгоритмами 1 и 2, а также алгоритмом классической корреляции. Как видно из представленных графиков, наибольшей чувствительностью обладает алгоритм классической корреляции. Алгоритм 1

обладает наименьшей чувствительностью по сравнению с остальными алгоритмами, но, как указывалось выше, данный алгоритм легко реализуется средствами FPGA и требует существенно меньше ресурсов.

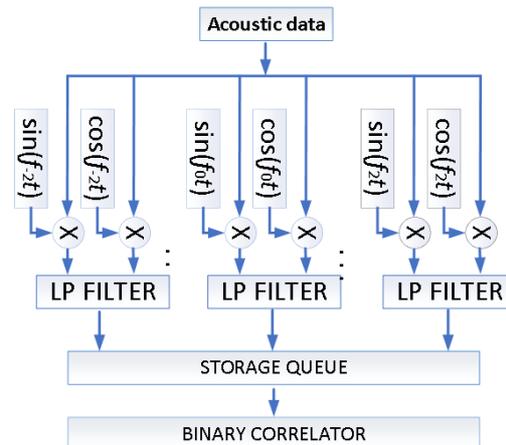


Рис. 3. Общая структура процесса выполнения корреляционной обработки с использованием алгоритма 2

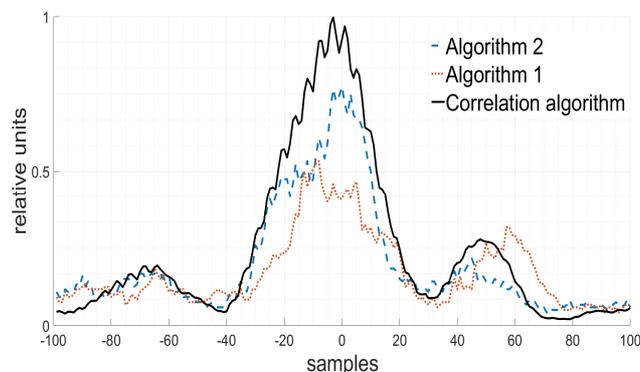


Рис. 4. Графики корреляционной функции при реализации предложенных алгоритмов

Для вычисления координат автономного робототехнического комплекса при условии использования разработанного приемника предлагается применять модифицированный метод «линейной засечки» [22]. Для промежуточных вычислений в рамках метода может использоваться свободная библиотека GeographicLib-1.51 [23]

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный приемник сигналов ГАНС подразумевает использование в функционально изменяемых и модифицируемых системах. Прежде всего в случаях использования различных базовых гидроакустических сигналов, что, как правило, приводит к изменению блока, осуществляющего корреляционную обработку сигналов. Модификация указанного блока не несет нарушение представленной общей структурной схемы приемника. Предлагаемая реализация приемника может применяться для построения как одномаяковых, так и многомаяковых гидроакустических навигационных систем. Структура и алгоритмы построения приемника не ограничиваются применением в составе гидроакустических навигационных комплексов и систем. Они также могут использоваться при построении гидроакустических систем связи, автономных гидроакустических станций слежения и эхолокационных систем. В результате проведенных ис-

следований можно однозначно сделать вывод о перспективности применения конфигурируемых систем на кристалле для реализации основных модулей гидроакустических систем.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Burdinsky, I.N., Otcheskiy, S.A., The post triangulation algorithm for coordinate correction of an autonomous underwater vehicle, SPIRAS Proceedings, 2016, no. 2 (45), pp. 190–206.
- [2] Rodionov, A., Unru, P., Golov, A., Long-Range Underwater Acoustic Navigation and Communication System/ A. Rodionov, IEEE Eurasia Conference on IOT, Communication and Engineering, 2020, pp. 60–63.
- [3] Sun, D., Zheng, C., Qian, H., Application of underwater acoustic positioning systems in ocean engineering, Technical Acoustics, 2012, no. 31, pp. 128–130.
- [4] Kebkal, K., Mashoshin, A., AUV acoustic positioning methods, Gyroscopy and Navigation, 2017, no. 8, pp. 80–89.
- [5] Baggeroer, A., Acoustic telemetry – An overview, IEEE Journal of Oceanic Engineering, Massachusetts Institute of Technology, 1984, no. 9, pp. 229–235.
- [6] Burdinsky, I.N., Guidance algorithm for an autonomous unmanned underwater vehicle to a given target, Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing, 2012, no. 48(1), pp. 69–74.
- [7] Burdinskiy, I.N., Mironov, A.S., Myagotin, A.V., A multichannel correlational detector of pseudonoise hydroacoustic signals, 16th St Petersburg international conference on integrated navigation systems, 2009, pp. 218–219.
- [8] Burdinsky, I., Myagotin, A., Navigation of autonomous underwater vehicles using acoustic and visual data processing, Intelligent Systems Reference Library, 2015, vol. 75, pp. 231–250.
- [9] Bieszczad, G., SoC-FPGA embedded system for real-time thermal image processing, 23rd International conference Mixed Design of Integrated Circuits and Systems, Poland:IEEE, 2016, pp. 469–473.
- [10] Akram, W., Hussain, T., Ayguade, E., FPGA and ARM processor based supercomputing, International Conference on Computing, Mathematics and Engineering Technologies, Pakistan:IEEE, 2018, pp. 1–5.
- [11] Pokale, S.M., Kulkarni, K.A., Rode, S.V., NIOS II Processor Implementation In FPGA: An Application of Data Logging System, International Journal of Scientific & Technology Research, 2012, no. 1, pp. 73–76.
- [12] Fayçal, R., Lahcene, Z., Benoudjit, N., ISODATA SOPC-FPGA implementation of image segmentation using NIOS-II processor, Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science, 2021, no. 22, pp. 818–825.
- [13] Rajagopalan, V., Boppana, V., Dutta, S., Taylor, B., Wittig, R., Xilinx Zynq-7000 EPP: An extensible processing platform family, IEEE Hot Chips 23 Symposium (HCS), IEEE, 2011, pp. 1–24.
- [14] Ahmad, S., Xilinx First 7nm Device: Versal AI Core (VC1902), IEEE Hot Chips 31 Symposium (HCS), IEEE, 2019, pp. 1–28.
- [15] Xu, S., Chen, J., Schafer, B.C., HW/SW co-design experimental framework using configurable SoCs, International Conference on ReConfigurable Computing and FPGAs (ReConFig), Mexico, 2017, pp. 1–6.
- [16] Sjövall, P., Virtanen, J., Vanne, J., Hämäläinen, T.D., High-Level Synthesis Design Flow for HEVC Intra Encoder on SoC-FPGA, Euromicro Conference on Digital System Design, Madeira, Portugal, IEEE, 2015, pp. 49–56.
- [17] Peter, C., China's leading supplier of programmable chips, has announced its first FPGA-SoC series of devices known as LittleBee GW1NS-2, EENews Analog, 2018. [online] www.eenewsanalog.com.
- [18] Samie, F., Bauer, L., Hsieh, C., Henkel, J., Online binding of applications to multiple clock domains in shared FPGA-based systems, Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition, IEEE, 2015, pp. 25–30.
- [19] Novickis, R., Greitāns, M., FPGA Master based on chip communications architecture for Cyclone V SoC running Linux, 5th International Conference on Control, Decision and Information Technologies, Thessaloniki, Greece, IEEE, 2018, pp. 403–408.
- [20] Burdinskiy, I.N., Vainer, L.G., Mironov, A.S., Linnik, M.A., Karabanov, I.V., The method of defining the threshold value of correlation function for detecting composed sonar signal, Информатика и системы управления, 2014, № 2(40), с. 45–55.
- [21] Raditya, M., Agus Darwito, P., Cikadiarta, A., Sa'diyah, H., Wiman-syah, A., Rajagukguk, E., Design Of Sinusoidal Signal Generator Using Pipelined CORDIC Architecture Based On Altera Cyclone II FPGA, International Conference on Advanced Mechatronics, Intelligent Manufacture and Industrial Automation, Hong Kong, IEEE, 2019, pp. 105–108.
- [22] Vivat, A., Litynskiy, V., Litynskiy, S., Investigation of accuracy position determination by the method of an inverse linear-angular resection method of an inverse linear-angular resection performed by total station, Intelligent Manufacture and Industrial Automation, Hong Kong, IEEE, 2019.
- [23] Abunei, A., Comsa, C., Bogdan, I., Implementation of ETSI ITS-G5 based inter-vehicle communication embedded system, International Symposium on Signals, Circuits and Systems, Iasi, Romania, 2017, pp. 1–4.

Метод наблюдения/распознавания/классификации воздушного объекта по ЛЧМ-эхосигналам со сложным спектром

В.Н. Коврегин
Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов,
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
kovregin@mail.ru

Г.М. Коврегина
Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов,
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
g_kovregina@mail.ru

А.С. Мурзаев
Кафедра радиотехнических систем,
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
as.murzaev@yandex.ru

Аннотация—Представлен метод, обеспечивающий наблюдение, распознавание, классификацию зависшего или движущегося малоскоростного объекта со сложным спектром его эхо-сигнала при квазинепрерывном ЛЧМ-излучении радиолокатора.

Ключевые слова—квазинепрерывное излучение, ЛЧМ, сложный спектр эхо-сигнала, классификация объекта, классификация.

I. ВВЕДЕНИЕ

При решении задач управления воздушным движением, предупреждения столкновений и в других приложениях используются стационарные и мобильные РЛС квазинепрерывного излучения. В настоящее время к таким РЛС предъявляются требования по обеспечению обнаружения, идентификации параметров сигналов воздушных объектов (ВО), а также и по классификации обнаруженных ВО вплоть до типа [1]. При этом также остаются актуальными и требования к оперативности решения указанных задач. Ряд разнотипных ВО радиолокатора характеризуются сложным доплеровским спектром, присутствует множество превышений порога / частотных измерений в сеансе обнаружения. В режиме излучения с высокой частотой повторения импульсов (ВЧПИ) для высокоскоростных ВО, как правило, обнаружение не является проблематичным. При этом вне зон мешающих отражений от земли выявляется фюзеляжная компонента спектра ВО и во многих случаях все или большинство характерных компонент сложного спектра, полезных для задачи классификации ВО. Для малоскоростных ВО, зависших или со «слепыми» скоростями, обнаружение обеспечивается в режиме ВЧПИ с линейно-частотной модуляцией несущей волны в пачке импульсов (ЛЧМ) [2, 3]. Рассматривается малоскоростной объект с характерным широким сложным спектром. При ВЧПИ с ЛЧМ наблюдается, как правило, неполнокомпонентный, деформированный и смещенный спектр ЛЧМ-сигнала и его классификация (до типа) является проблематичной. Основная прагматическая цель работы – расширение функциональности радара за счет методического обеспечения возможностей наблюдения и распознавания / классификации (до типа) зависшего или движущегося с малой скоростью объекта. Предмет исследования – методы и функциональное алгоритмическое обеспечение задач:

- идентификации параметров сигнала, соответствующего одиночному ВО со сложным ЛЧМ-спектром;
- классификации объекта до уровня типа – на основе выявленных компонент его ЛЧМ-спектра и ограниченной базы «эталонных» спектров доплеровского эхо-сигнала от разнотипных ВО.

Основное внимание в работе сконцентрировано на процедурах приведения ЛЧМ-спектра объекта к виду, позволяющему эффективно использовать известные подходы и методы [4] к распознаванию / классификации спектральных портретов ВО. Представлены основные результаты разработки и исследования метода наблюдения гипотетического ВО вертолетного типа, совмещенного с опцией распознавания / классификации ВО по спектру объекта, восстановленному и дополненному на основе полных или фрагментарных дальностно-доплеровских спектров ЛЧМ-сигнала объекта.

II. МЕТОДЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ И КЛАССИФИКАЦИИ

В работе рассматривается типовой радар с квазинепрерывным излучением и с системой микронавигации / ориентации (СМНО) [5] для фазового центра / осей диаграммы направленности, размещающийся на высоте не менее десяти метров. ВО обнаружен в одном дискрете дальности с несколькими превышениями порога в частотных фильтрах. Требуется установить принадлежность превышений порога одного объекта и классифицировать его (до типа).

A. Метод идентификации сигнала объекта

Предлагается процедура совмещенной дальнометрии и идентификации сигнала ВО. За пачкой обнаружения следует ЛЧМ-пачка с одновременным изменением периода повторения импульсов (ППИ) на значение приращения ППИ $\Delta T_{r(2/1)}$ и крутизны ЛЧМ, такой что $|S_2| \neq |S_1|$ и $\text{sign}(S_2) = \text{sign}(S_1)$, где $\text{sign}()$ – знак крутизны ЛЧМ. Изменение ППИ обеспечивает измерение дальности по неоднозначным задержкам сигнала в ППИ [3], а также позволяет в многоцелевой ситуации разнести сигналы ВО в разные дискреты дальности ППИ. Установлено [3], что в случае одноцелевой задачи при точечном спектре ВО в дальней зоне обзора наблюдается дальномерно-доплеровская частота (ДДЧ), которая характеризуется выражением

$F_{RDF} = F_D + 2 \cdot S \cdot R / c$, где $F_D = 2V_R / \lambda$ – доплеровская частота ВО; V_R – скорость сближения; λ – длина волны; c – скорость радиоволны; S – крутизна ЛЧМ; R – дальность ВО. Из этого следует, что разности ДДЧ при одинаковых доплеровских частотах дадут близкие оценки дальности. Указанный факт является основой метода идентификации сигнала ВО, суть которого состоит в следующем:

- определяются оценки дальностей по измеренным ДДЧ для двух ЛЧМ-пачек:
- $$R_{(ij)} = (c/2) (F_{RDF1(i)} - F_{RDF2(j)}) [S_1 - S_2]^{-1};$$
- определяются комбинации пар ДДЧ, которые дают близкие оценки дальности (в пределах ошибок измерения) – все они принадлежат одному объекту;
 - усреднением или другими процедурами вычисляется общая оценка дальности до объекта, а затем корректируется по измерению неоднозначной задержки сигнала [2, 3, 6];
 - исходя из предположения, что наибольшие амплитуды характеризуют фюзеляжную компоненту, определяются доплеровская частота объекта и радиальная скорость:

$$F_D = [F_{RDF2(s)} - (S_2/S_1) F_{RDF1(k)}] [1 - (S_2/S_1)]^{-1};$$

$$V_R = 0,5\lambda F_D.$$

В. Восстановление доплеровского спектра объекта

Принятый ЛЧМ-сигнал ($Z(t)$) содержит помехи приемника, отраженный сигнал от объекта и мешающие отражения от земной поверхности по боковым лепесткам. Последние сильно влияют на качество наблюдения ВО, поэтому их необходимо исключать из рассмотрения, чего можно добиться путем режекции определенной частотной области.

Переход от временной области к частотной осуществляется путем вычисления спектра сигнала быстрым преобразованием Фурье (БПФ):

$$S(\omega) = f_{ft}(Z(t)).$$

В рассчитанном спектре режестируются значения действительной и мнимой части для всех отсчетов с номерами доплеровских фильтров, попавших в зону мешающих отражений. Расчет границ режестируемых частот осуществляется с помощью соответствующих алгоритмов при поддержке СМНО в части данных ориентации и микронавигации. В процессе режекции вместе с мешающими отражениями может быть устранена и часть составляющих спектра вертолетного ВО. Процедура классификации требует наблюдения полного спектра, что в силу указанных выше особенностей проблематично, требуется дополнение / восстановление доплеровского спектра ВО.

Излучается дополнительная ЛЧМ-пачка (пачка классификации) с крутизной противоположной по знаку пачке идентификации, но со значением, равным по модулю: например, если $S_2 > 0$, то $S_3 < 0$ и $|S_2| = |S_3|$.

На рис. 1 и рис. 2 изображены смоделированные неполнокомпонентные спектры для пачек идентификации / классификации для зависшего ВО с одновинтовой схемой построения на дальности ≈ 40 км при наблюдении

передней полусферы (ППС). Красными линиями обозначены границы режестируемой области. В спектрах от обеих пачек наблюдается фюзеляжная составляющая. На рис. 3 и рис. 4 – смоделированные неполнокомпонентные спектры пачек идентификации / классификации зависшего ВО с соосной схемой построения на дальности ≈ 30 км. Фюзеляжная составляющая наблюдается только в спектре пачки идентификации.

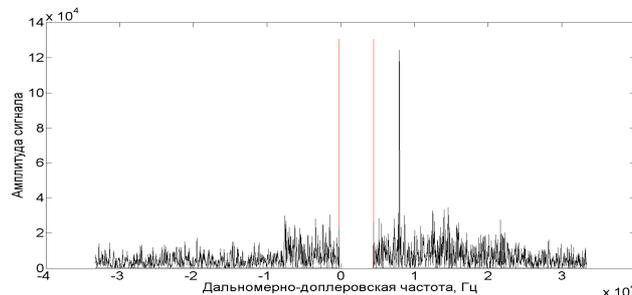


Рис. 1. Смоделированный спектр сигнала пачки идентификации после режекции для ВО с одновинтовой схемой

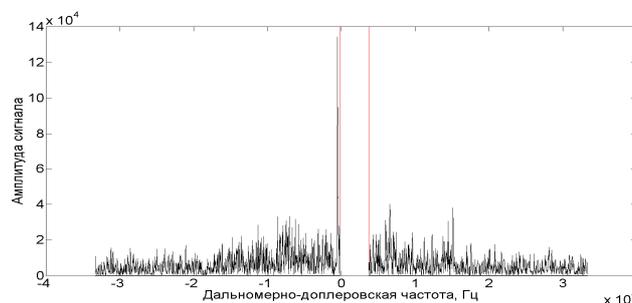


Рис. 2. Смоделированный спектр сигнала пачки для классификации после режекции для ВО с одновинтовой схемой

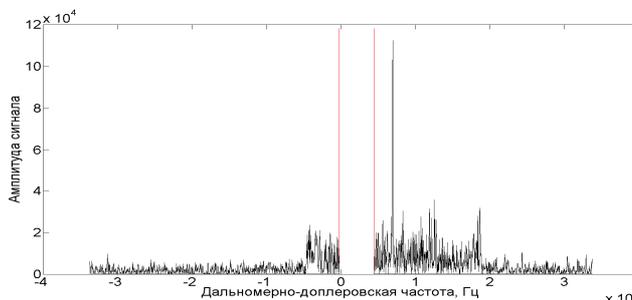


Рис. 3. Смоделированный спектр сигнала пачки идентификации после режекции для ВО с соосной схемой

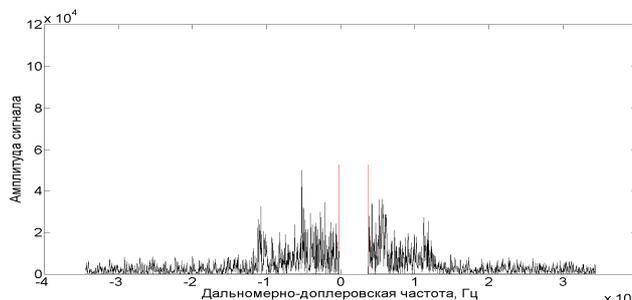


Рис. 4. Смоделированный спектр сигнала пачки для классификации после режекции для ВО с соосной схемой

Процедура восстановления / дополнения спектра доплеровского сигнала предполагает следующие этапы:

- после обработки спектра исходного сигнала (режектирования мешающих отражений) выполняется переход из частотной области во временную с помощью обратного БПФ ($iffi()$):

$$Z_{обр}(t) = iffi(S_{обр}(\omega))$$

- моделируется сигнал, обеспечивающий компенсацию фазового сдвига, вызванного движением носителя и ЛЧМ [7]:

$$Z^*(t) = \exp(-j\pi S(2\bar{R}/c)^2) \exp(j2\pi St(2\bar{R}/c)) \exp(j2\pi(2V/\lambda)t) \times \exp(j2\pi(a/\lambda)t),$$

где t – время; \bar{R} – оценка дальности, полученная на этапе совмещенной процедуры дальнометрии/идентификации, V – радиальная скорость, a – радиальное ускорение.

$$V = V_N \cos(\beta) \cdot \cos(\epsilon) + V_E \sin(\beta) \cdot \cos(\epsilon) + V_H \sin(\epsilon);$$

$$a = a_N \cos(\beta) \cdot \cos(\epsilon) + a_E \sin(\beta) \cdot \cos(\epsilon) + a_H \sin(\epsilon);$$

где V_N – северная составляющая скорости, V_E – восточная составляющая скорости, V_H – вертикальная скорость, a_N – северная составляющая ускорения, a_E – восточная составляющая ускорения носителя, a_H – вертикальное ускорение, β – угол азимута направления главного луча, ϵ – угол места направления главного луча;

- во временной области производится гетеродинирование сигнала:

$$Z_{zem}(t) = Z_{обр}(t) \cdot Z^*(t);$$

- с помощью БПФ вычисляется спектр сигнала $Z_{zem}(t)$ как для пачки идентификации, так и для пачки классификации:

$$S_{zem}(\omega) = fft(Z_{zem}(t)).$$

На рис. 3 и 4 представлены спектры гетеродинированных сигналов для пачек идентификации и классификации соответственно при наблюдении вертолета с одновинтовой схемой.

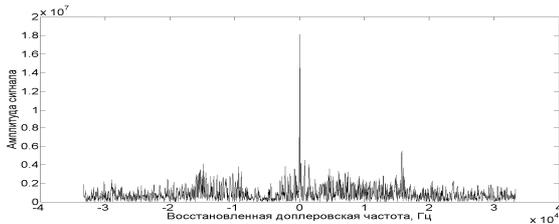


Рис. 5. Спектр гетеродинированного сигнала пачки идентификации для ВО одновинтовой схемы

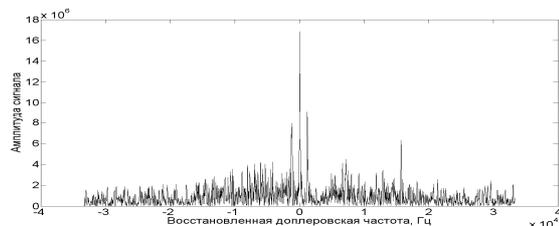


Рис. 6. Спектр гетеродинированного сигнала пачки классификации для ВО одновинтовой схемы

На рис. 7 и 8 представлены спектры гетеродинированных сигналов для пачек идентификации и классификации соответственно при наблюдении ВО с соосной схемой.

При наличии «фюзеляжных» составляющих в обеих пачках и в предположении, что максимумы соответствуют «фюзеляжным» составляющим, по разности восстановленных доплеровских частот можно определить ошибку определенной дальности, а по сумме – радиальную скорость движения объекта:

$$\Delta \bar{R} = (c/2) (F_{дд1} - F_{дд2}) [2|S_3|]^{-1},$$

$$V_y = 0,5\lambda F_d = 0,25\lambda [F_{дд1} + F_{дд2}];$$

- производится процедура совмещения двух смещенных спектров: в каждом доплеровском фильтре выбирается значение с наибольшей амплитудой, в результате чего образуется полный восстановленный спектр;
- вследствие того что амплитудный спектр при разных параметрах излучения может иметь разную амплитуду, и для дальнейшей унификации и удобства выполнения процедур сравнения спектров и классификации он нормируется на максимальное значение амплитуды.

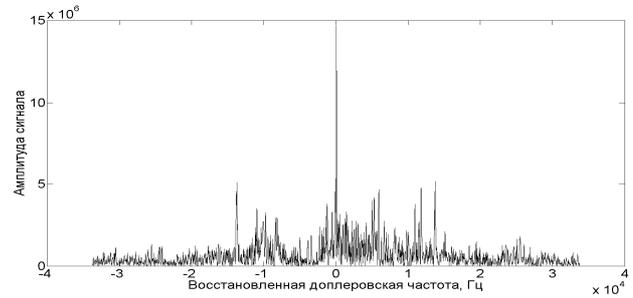


Рис. 7. Спектр гетеродинированного сигнала пачки идентификации для ВО соосной схемы

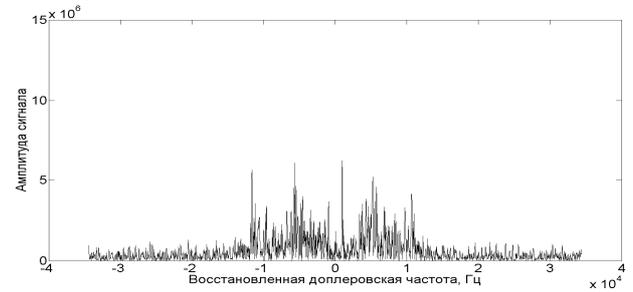


Рис. 8. Спектр гетеродинированного сигнала пачки классификации для ВО соосной схемы

На рис. 9 и рис. 10 изображены результаты выполнения процедур восстановления спектра – восстановленный нормированный спектр по пачке идентификации и классификации для ВО одновинтовой и соосной схем построения, соответственно.

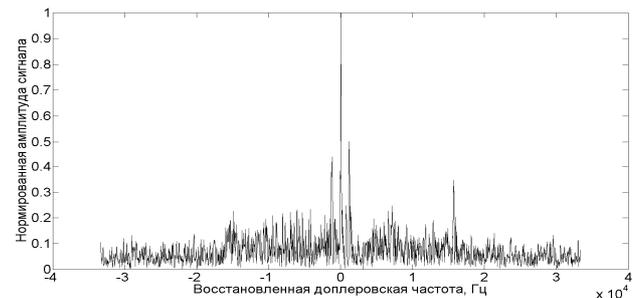


Рис. 9. Совмещенный нормированный спектр для ВО одновинтовой схемы

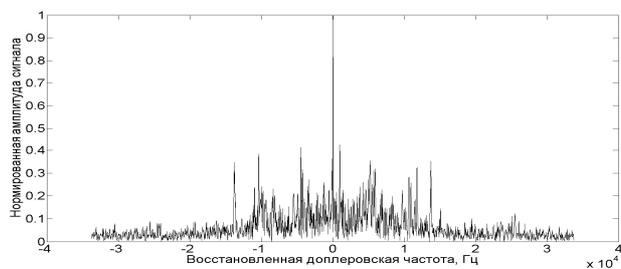


Рис. 10. Совмещенный нормированный спектр для ВО соосной схемы

С. Классификация объекта

При решении задачи классификации спектра полагается, что имеется набор «эталонных» спектров, собранных со стационарных и нестационарных радаров – при заранее известных типах наблюдаемых ВО, дополненный модельными данными. Эта задача во многом аналогична задаче сегментации изображений [8] в градациях серого. Изображения имеют характеристики: (длина) \times (ширина) \times (глубина цвета) – 1 канал для градаций серого. По аналогии, для нормированного спектра можно ввести данное представление, в котором $(N_{dd}) \times (N_{df}) \times$ (нормированная амплитуда), где N_{dd} – количество дискретов дальности, N_{df} – количество доплеровских фильтров. Для упрощения задачи все сводится к формату $n_{dd} \times N_{df} \times$ (нормированная амплитуда), где n_{dd} – номер дискрета дальности в котором обнаружен ВО. Для семантической сегментации изображений применяются сверточные нейронные сети, поэтому разумно их применение в задаче классификации ВО по ее спектру. В качестве обучающей выборки используются маркированные «эталонные» спектры. Примерами сверточных нейросетей для семантической сегментации являются SegNet, U-Net и другие [9, 10]. Классификация ВО по восстановленному спектру предлагается на основе указанных нейросетей.

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Дальнее обнаружение ВО на фоне помех от земли при традиционно «слепых» скоростях сближения с радаром в режиме высокой частоты повторения импульсов с ЛЧМ несущей обеспечивается. Но при этом наблюдается сложный дальностно-доплеровский спектр: деформированный, смещенный из-за ЛЧМ, как правило, неполнокомпонентный, малоинформативный (в аспекте оценок фюзеляжных и винтовых доплеровских частот). В такой ситуации идентификация параметров сигнала объекта и классификация объекта (до типа) затруднена.

Предложенный метод обеспечивает:

- восстановление / дополнение доплеровского спектра объекта, фрагментарно наблюдаемого по компонентам спектра ЛЧМ-сигнала;

- приведение восстановленного спектра объекта к формату, позволяющему классифицировать объект (до уровня «тип объекта») на основе апробированных нейросетевых технологий;
- совмещение процедур идентификации ЛЧМ-сигнала объекта со сложным спектром и ее классификации до типа.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Принципы построения, проблемы разработки и особенности функционирования. М.: Радиотехника, 2014. 528 с.
- [2] Пат. RU 2 697 509 C2 Российская Федерация, МПК G01S 13/08 (2006/02). Способ обнаружения, измерения дальности и скорости низкоскоростной цели в импульсно-доплеровских радиолокационных станциях при высокой частоте повторения и инвертируемой линейной частотной модуляции / Коврегин В. Н., Коврегина Г.М.; приор. 25.05.2017; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, опубл. 15.08.2019, Бюл. №23
- [3] Kovregin, V.N., Kovregina, G.M., Adaptive-robust Methods for Detecting, Capturing and Tracking Hovering, Low- and High-speed Objects in Integrated Radar-Inertial Systems with Quasi-continuous Radiation, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2021, pp. 1-4, doi: 10.23919/ICINS43216.2021.9470845.
- [4] Ширман Я.Д., Горшков С.А., Лещенко С.П., Братченко Г.Д., Орленко В.М., Методы радиолокационного распознавания и их моделирование // Науч.-техн. сер. «Радиолокация и радиометрия». 2000. №3. С. 5–64.
- [5] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Коврегин В.Н., Коврегина Г.М., Меркулова И.И. Летная отработка распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т.20. №1. С. 222–231.
- [6] Коврегин В.Н., Коврегина Г.М. Адаптивно-робастная идентификация и фильтрация бинарных наблюдений нескольких целей // XII международная научно-техническая конференция «Радиолокация, навигация и связь». 2006. Том 3. С.1480–1484.
- [7] Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
- [8] Shelhamer, E., Long, J., and Darrell, T., Fully Convolutional Networks for Semantic Segmentation, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, April 2017, vol. 39, no. 4, pp. 640–651, doi: 10.1109/TPAMI.2016.2572683.
- [9] Ronneberger, O., Fischer, P., Brox, T., U-Net: Convolutional Networks for Biomedical Image Segmentation, Navab, N., Hornegger, J., Wells, W., Frangi, A. (eds), Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention – MICCAI 2015, Lecture Notes in Computer Science, 2015, vol. 9351, Springer, Cham., https://doi.org/10.1007/978-3-319-24574-4_28.
- [10] Ronneberger, O., Fischer, P., Brox, T., U-Net: Convolutional V. Badrinarayanan, A. Kendall and R. Cipolla, "SegNet: A Deep Convolutional Encoder-Decoder Architecture for Image Segmentation", IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2017, vol. 39, no. 12, pp. 2481-2495, doi: 10.1109/TPAMI.2016.2644615.

Методика оперативного обнаружения, распознавания и высокоточного определения параметров движения судов по изображениям следов, оставляемых ими на водной поверхности

П.К. Кузнецов, Б.В. Мартемьянов
Электротехнический факультет,
Самарский государственный
технический университет (СамГТУ)

Г.И. Леонович
Самарский научный центр РАН
г. Самара, Россия
kurnesov@mail.ru

Г.Н. Мятлов
ГНП РКЦ «Прогресс»

Аннотация—Предлагается методика оптического обнаружения и прогнозирования движения судов по оставляемым ими следам на морской поверхности в условиях наличия дестабилизирующих факторов, из которых основным в данной задаче являются ветровые (гравитационные) волны, практически всегда присутствующие на морской поверхности.

Ключевые слова—судно, определение, параметры движения, спутный след, волны Кельвина.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из способов обнаружения в открытом море движущихся судов, не выходящих на радиосвязь, является отыскание их по волновым следам, оставляемым на поверхности моря: волнам Кельвина и спутным волнам [1, 2]. Изображения наблюдаемого участка акватории получают, как правило, бортовыми активными или пассивными средствами наблюдения. Волновой след судна сохраняется длительно во времени и пространстве и поэтому более отчетливо виден на изображении, радиолокационном либо оптическом, чем имеющий относительно малые размеры корпус судна, которого вовсе может и не быть на снимке.

Радиолокационное обнаружение спутных волн слабо зависит от состояния атмосферы на линии визирования, но затруднено наличием таких дестабилизирующих факторов, как ветровое волнение морской поверхности, изменение ракурса съемки, а также технической сложностью получения последовательности кадров с заданным между кадровым интервалом времени. Последнее из перечисленных свойств критично для решения рассматриваемой здесь задачи прогнозирования маршрута судна. Технология оптического зондирования обладает лучшими характеристиками в сравнении с радиолокационной технологией по разрешению, размерам полосы обзора, возможностью смены длительности кадрового интервала [3]. Однако до сих пор не проводилось систематических исследований по созданию работающих в реальном времени методов и алгоритмов обнаружения и идентификации параметров движения судов по оптическим изображениям волновых следов, оставляемых ими при движении на морской поверхности. В данной работе предлагается возможная методика решения указанной задачи.

I. МЕТОДИКА ОБНАРУЖЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ СПУТНЫХ ВОЛН

Движущееся судно оставляет на водной поверхности два типа следов: волны Кельвина и спутный след. Вол-

ны Кельвина создаются корпусом движущегося судна. Они имеют относительно низкий период и гладкие склоны и потому невысокий контраст на изображениях, что затрудняет их обнаружение. Спутные волны, создаваемые движителем судна, имеют турбулентный характер и сохраняются на поверхности десятки минут и часы. Поэтому обнаружение и анализ параметров движения спутных волн значительно повышают вероятность достоверного обнаружения факта прохождения судна и прогнозирования траектории его движения. Основным дестабилизирующим фактором, мешающим обнаружению спутных волн, являются ветровые (гравитационные) волны, практически всегда присутствующие на морской поверхности.

Предлагаемая нами методика обнаружения и определения параметров движения спутных волн в условиях наличия ветровых волн имеет три особенности: а) видеосъемка акватории интереса производится с помощью камеры, имеющей адаптивно изменяемый между кадровый период, б) кадры изображений обрабатываются не по отдельности, изолированно друг от друга, а связными сериями, в частности парами, выбираемыми из кадровой последовательности особым образом; в) выбранные кадры совмещаются пофрагментно.

Кадровый интервал T , отделяющий совмещаемые пары изображений, должен отвечать двум условиям: а) на интервале T должны достаточно хорошо сохраняться отличительные характеристик волнового следа (спутной волны), создаваемые движущимся судном, б) время жизни шумовых (ветровых) волн, должен быть заметно меньше длительности интервала T . То есть должно выполняться условие:

$$T_w < T < T_{wk}, \quad (1)$$

где T – между кадровый интервал, T_w – радиус корреляции плотности распределения времени жизни ветровых волн, T_{wk} – радиус корреляции плотности распределения времени жизни спутной волны.

При выполнении условия (1) турбулентный след и следующая за ним зона сликов как долго живущие и, соответственно, долго сохраняющие свои очертания могут быть с высокой достоверностью обнаружены с помощью процедуры пофрагментного совмещения двух последовательных кадров изображения, полученных с кадровым периодом T . В то время как при попытке совмещения фрагментов тех же кадров, но создающих изображения ветровых волн, характеризу-

ющиеся относительно малым временем жизни и потому малой «похожестью», совмещения не произойдет. В результате последующего объединения фрагментов, совмещение для которых произошло успешно, получается псевдокадр, на котором отсутствуют изображения ветровых волн, но есть целостное изображение спутного следа. При этом получается информация не только о факте наличия и координатах положения спутной волны на изображении, но также и о значениях компонент вектора скорости движения этой волны. Последнее важно для прогнозирования перемещения судна.

Кратко становимся на особенности методики совмещения фрагментов двух последовательных кадров изображения динамической сцены движущихся волн. Особенность состоит в том, что совмещаются не непосредственно сами изображения, а изображения, преобразованные специальным фильтром. В простейшем случае фильтрация осуществляется линейным фильтром вида

$$F(E(x_1, x_2, t)) = \iint_D K(x_1-s_1, x_2-s_2) E(s_1, s_2, t) ds_1 ds_2, \quad (2)$$

где $E(s_1, s_2)$ – функция распределения плотности (яркости) анализируемого изображения, проецируемого на плоскость изображений Ox_1x_2 изобразительной системы; $K(x_1, x_2)$ – функция веса (ядро) функционала (2) финитна, т.е. непрерывна, ограниченного изменения, дифференцируема почти всюду, и $K(x_1, x_2) = 0$ при $(x_1, x_2) \in \Gamma(D)$, где $\Gamma(D)$ – граница (без особенностей) области определения функционала (2) (граница фрагмента).

Процедура совмещения итерационна. На итерациях используется конечное приближение производной по времени от функционала (2), полученной в силу уравнения движения изображения. Такое конечное по времени приближение для случая поступательного движения имеет вид:

$$F(E(x_1, x_2, t_2)) - F(E(x_1, x_2, t_1)) = s_{x_1} \iint_D \partial K(x_1, x_2) / \partial x_1 \tilde{E} dx_1 dx_2 + s_{x_2} \iint_D \partial K(x_1, x_2) / \partial x_2 \tilde{E} dx_1 dx_2, \quad (3)$$

где $E(t_2)$ и $E(t_1)$ – плотность изображения в точке (x_1, x_2) в момент времени t_i , $i \in \{1, 2\}$; \tilde{E} – плотность изображения, усредненная в каждой точке по двум анализируемым кадрам, s_{x_1} и s_{x_2} – оценки значений компонент вектора между кадрового смещения изображения.

На каждой итерации изображения фрагментов сближаются на величину вычисленной оценки их относительного смещения. Предложен эффективный векторный критерий оценки погрешности совмещения изображений, компонентами которого являются оценки покомпонентных ошибок совмещения.

Эффективность методики подтверждена многочисленными экспериментами (более тысячи) обнаружения судов по спутным следам на космических снимках, полученных российскими космическими аппаратами типа «Ресурс» и «Аист». В экспериментах применялась функция веса $K(x_1, x_2)$ вида «сомбреро». Применение такой функции ядра эквивалентно вычислению сглаженной второй пространственной производной функции плотности изображения. Пространственное разрешение обработанных снимков колебалось в пределах от 1 до 4 метров на пиксель изображения. Такая вариация разрешения практически не сказывалась на достоверности обнаружения, которая составляла более 90% при наличии морского волнения до шести баллов. Доля ложных обнаружений составляла менее 2%.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Абузяров К. Морское волнение и его прогнозирование / под редакцией д-ра геогр. наук А. И. Дуванина. Л.: Гидрометеиздат, 1981. 165 с.
- [2] Gibson, C.H., Internal waves, fossil turbulence, and composite ocean microstructure spectra, *J. Fluid Mech.*, 1986, 168, 89–117; Gibson, C.H., Bondur, V.G., Keeler, R.N. & Leung, P.T., Remote sensing of submerged oceanic turbulence and fossil turbulence, *Int. J. Dyn. Fluids*, 2006, vol. 2, no. 2, pp. 111–135.
- [3] Bondur, V.G., Complex satellite monitoring of coastal water areas, 31st International Symposium on Remote Sensing of Environment. ISRSE June 20–24, 2005; Gibson, C.H., Bondur, V.G., Keeler, R.N. & Leung, P.T., Energetics of the beamed zombie turbulence maser action mechanism for remote detection of submerged oceanic turbulence, *J. Appl. Fluid Mech.*, 2006, vol. 1, no. 1, pp. 11–42.

Разработка системы автоматизированного управления парашютной грузовой платформой на базе инерциального модуля ГКВ-6

А.А. Галкин
ООО Лаборатория Микроприборов
г. Москва, Россия
alexgalkin.jr@gmail.com

А.С. Тимошенков
ООО Лаборатория Микроприборов
г. Москва, Россия
at@mp-lab.ru

П.В. Еркин
Национальный исследовательский университет МИЭТ
г. Москва, Россия
pashaerkin@yandex.ru

В.П. Захаров
Национальный исследовательский университет МИЭТ
г. Москва, Россия
valerazahal@yandex.ru

Н.А. Соломкина
ООО Лаборатория Микроприборов
г. Москва, Россия
nsolomkina@mp-lab.ru

Е.С. Кочурина
ООО Лаборатория Микроприборов
г. Москва, Россия
ekochurina@mp-lab.ru

Аннотация—Статья посвящена разработке системы автоматического управления планирующей парашютно-грузовой платформой (САУ ПГП). Разработана конструкция модуля грузоподъемностью до 240 кг, а также программно-математическое обеспечение, позволяющее осуществлять автоматическое наведение системы для посадки в заданной точке по комплексированным данным инерциального модуля ГКВ-6 и ГНСС. Предусмотрена также дублирующая система дистанционного управления. Изготовлен образец САУ ПГП и проведены его летные испытания.

Ключевые слова—МЭМС, ГНСС, система автоматического управления, парашютно-грузовая платформа, инерциальная навигационная система, фильтр Калмана.

I. ВВЕДЕНИЕ

Одним из применений инерциальных навигационных систем (ИНС) на МЭМС-датчиках является использование в системах автоматического управления беспилотными модулями, обеспечивающих точную доставку груза, сбрасываемого с парашютом, в заданную точку. ООО «Лаборатория микроприборов» совместно с институтом НМСТ Национального Исследовательского Университета МИЭТ и ООО «ПараАвис» в настоящий момент занимаются инициативной разработкой управляемой планирующей парашютно-грузовой системы (УППГС), автоматическое управление которой осуществляется по комплексированным данным ИНС ГКВ-6 и приемника сигнала ГНСС.

II. ЗАДАЧА ДОСТАВКИ ГРУЗА В УСЛОВИЯХ СЛОЖНОГО РЕЛЬЕФА

В условиях сложного рельефа местности зачастую необходимо точное наведение десантируемого груза в заданные координаты. Однако в процессе снижения груз подвергается непредсказуемым внешним воздействиям, главным образом ветра. Для наведения груза в заданную точку могут быть использованы различные подходы: дистанционное радиоуправление, использование радиомаяка в точке посадки или обозначение точки посадки световым сигналом. Кроме того, возможно применение более высокотехнологичных методов: использование системы ГНСС или построение карты местности при помощи распознавания изображения камерой, установленной на десантируемом блоке.

Каждый из данных подходов имеет свои недостатки: одни требуют специальной подготовки места посадки, другие невозможно использовать в определенных условиях (невозможность работы в условиях плохой видимости для светового сигнала и системы распознавания изображения, невозможность работы в условиях высокого уровня помех для систем под управлением ГНСС).

III. ИСТОРИЯ СИСТЕМ ПРЕЦИЗИОННОГО ПАРАШЮТИРОВАНИЯ

Практические исследования в области прецизионного парашютирования ведутся с 1980-х годов.

В Советском Союзе велись разработки дистанционно радиоуправляемых парашютно-грузовых систем, были разработаны и испытаны системы УПГС-500 (рис. 1) и УПГС-2000 [1].

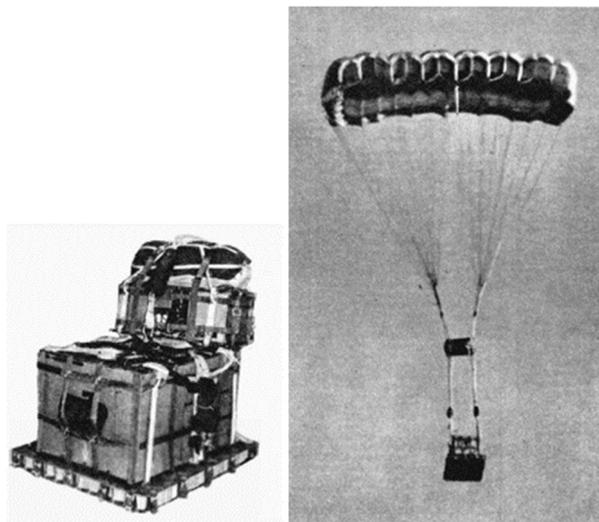


Рис. 1. УПГС-500 в уложенном виде и в полете [1]

Первые серийные изделия, работающие в автоматическом режиме, относятся к середине двухтысячных, когда на рынке появились первые изделия американского проекта Joint Precision Airdrop System (JPADS) [2] (рис. 2). В качестве системы наведения в данной серии была использована ГНСС, в качестве дополнительного источника данных использовалась карта ветров, построенная бортовым компьютером самолета [3].



Рис. 2 Многоэтажная система серии JPADS в уложенном виде [2] и в полете [4]

В двухтысячных годах в США велась разработка нового поколения JPADS, которая не использовала ГНСС, а наводилась по визуальным ориентирам [4].

IV. СУЩЕСТВУЮЩИЕ НА РЫНКЕ СИСТЕМЫ АВТОПАРАШЮТИРОВАНИЯ

Несмотря на востребованность подобных систем, при анализе российского рынка было обнаружено лишь одно изделие такого типа – «ГОРИЗОНТАЛЬ-4000» [5]. Данная система находится на стадии испытаний и предназначена для доставки грузов массой от 3 до 4 тонн [6].

На мировом рынке существует ряд изделий различной грузоподъемности: Sherpa канадской компании MMIST, упомянутая серия JPADS от Airoborne Systems, а также немецкая SLG Sys (рис. 3). Однако все эти изделия не предназначены для гражданского сектора, поэтому не продаются свободно. Кроме того, стоимость образца такой системы составляет порядка 30-40 тыс. \$ [2].



Рис. 3. УППГС SLG Sys [2]

V. ЗАДАЧА РАЗРАБОТКИ НЕДОРОГОГО ИЗДЕЛИЯ, СПОСОБНОГО ВЫПОЛНЯТЬ ПОСТАВЛЕННУЮ ЦЕЛЬ

Исходя из вышеперечисленных факторов задача разработки недорогой системы, позволяющей в автоматическом режиме осуществлять доставку грузов по заданным координатам, является актуальной. Поэтому в 3-м квартале 2020-го года ООО «Лаборатория микроприборов», специализирующаяся в области инерциальных навигационных систем на базе сенсоров, изготовленных по технологии МЭМС, совместно с ООО «ПараАвис» и институтом НМСТ Национального исследовательского университета МИЭТ в инициативном порядке приступила к разработке прототипа системы автоматического управления парашютно-грузовой платформой (САУ ПГП) (рис. 4).

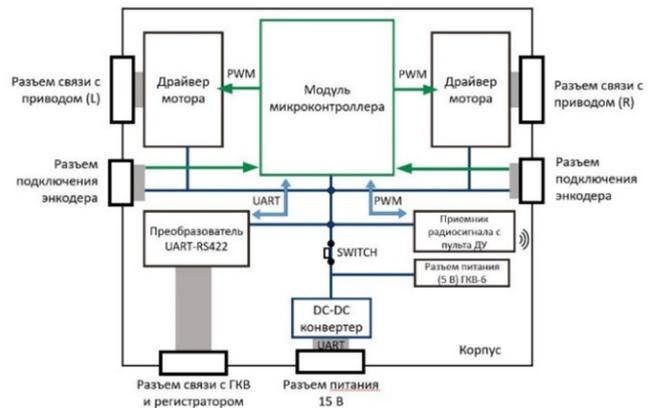


Рис. 4. Функциональная схема САУ ПГП

VI. ПОДХОДЫ К УПРАВЛЕНИЮ УППГС

Наиболее простым вариантом автоматического наведения УППГС на заданные координаты является применение ГНСС. При использовании данного метода система управления имеет на входе текущие координаты парашютной системы, координаты цели и путевой угол, определяемый по траектории движения УППГС. Однако вследствие воздействия ветра на планирующую платформу путевой угол может значительно отличаться от истинного курса, что затрудняет определение необходимых управляющих воздействий для приземления груза в заданной точке.

В качестве дополнительного источника данных может быть использована карта ветров или комплексированные данные от двух ГНСС-приемников, что позволяет определять истинный курс. Однако наиболее эффективным является комплексирование данных ГНСС с ИНС, что позволяет на стартовом парашютном вираже в движении получить полное навигационное решение, то есть не только координаты, но также скорость и ориентацию.

VII. АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАННЫХ И ДАННЫХ ГНСС

В целом алгоритм комплексирования данных ИНС и ГНСС представляет собой расширенный фильтр Калмана, вектор состояния которого содержит оценку:

- кватерниона ориентации;
- координат системы (широта, долгота, высота) по модели wgs84;
- линейных скоростей в данных координатах;
- смещений нулевого сигнала датчиков угловой скорости;
- смещений нулевого сигнала акселерометров.

Схема обработки входных данных представлена на рис. 5.

Вычисление динамических параметров системы происходит с частотой 100 Гц с использованием линеаризованной модели отклонений. Вычисленные отклонения определяют обновленные значения параметров вектора состояния. С частотой 10 Гц происходит корректировка вектора состояния с обновленными данными ГНСС.

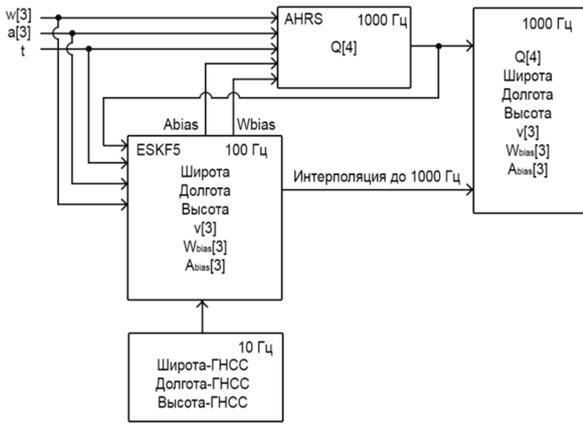


Рис. 5 Схема алгоритма комплексирования данных ИНС и ГНСС, где w – вектор показаний датчиков угловой скорости (ДУС), a – вектор показаний акселерометров, Q – кватернион ориентации, v – вектор линейной скорости, W_{bias} – вектор смещения нулевого сигнала ДУС, A_{bias} – вектор смещения нулевого сигнала акселерометров, t – показания датчика температуры

VIII. КОНСТРУКЦИЯ РАЗРАБОТАННОГО ПРОТОТИПА

Компоновка разработанного ООО «Лаборатория микроприборов» прототипа представлена на рис. 6.

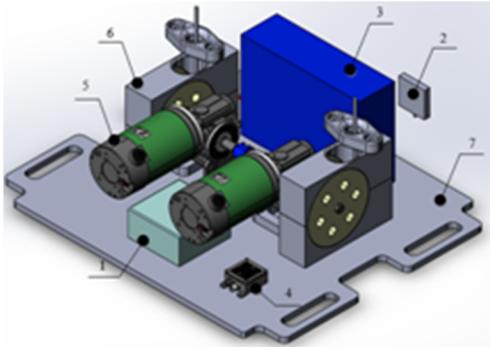


Рис. 6. Визуализация компоновки САУ ПГП: 1 – блок управления; 2 – навигационная антенна; 3 – блок питания; 4 – инерциальный модуль; 5 – сервоприводы; 6 – барабан; 7 – корпус

Конструкция изделия включает:

- ИНС ГКВ-6, состоящую из трех осей МЭМС-датчиков угловой скорости, трех осей МЭМС-акселерометров, трехосного МЭМС-магнитометра, барометра, приемника спутникового сигнала ГНСС, а также вычислителя, способного на основе данных перечисленных сенсоров построить полное навигационное решение;
- два мотор-редуктора с барабанами для намотки строп управления с обратной связью по энкодерам;
- приемник радиосигнала для дистанционного управления (ДУ);
- блок управляющей электроники;
- регистратор показаний всех систем устройства в процессе полета (черный ящик);
- кнопка сигнала раскрытия парашюта;
- аккумулятор.

Образец разработанной системы представлен на рис. 7.

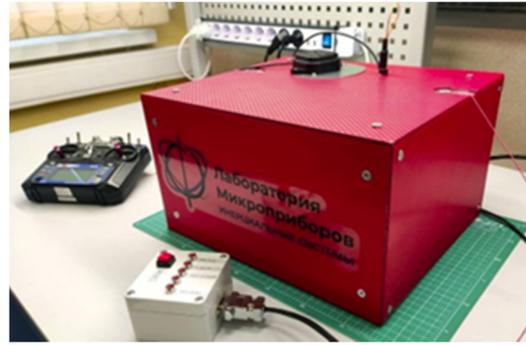


Рис. 7. Внешний вид прототипа САУ ПГП

IX. ОБЩИЙ АЛГОРИТМ РАБОТЫ СИСТЕМЫ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ УПРАВЛЕНИЯ

Система имеет следующие режимы работы (рис. 8).

A. Режим ожидания

Приводы зафиксированы, система ожидает сигнала раскрытия парашюта.

B. Режим расчеховки строп

После раскрытия парашюта стропы вытравливаются до положения расчеховки.

C. Режим дистанционного управления

При наличии сигнала от пульта ДУ положение строп управления задается оператором вручную.

D. Режим автоматического управления

Если ГКВ-6 сигнализирует о нахождении навигационного решения, управляющие воздействия формируются на основании заданных координат цели, текущих координат парашюта, а также ориентации блока.

E. Режим «без управления»

Левая стропа управления устанавливается в положение 20% от диапазона, после чего идет снижение парашюта по спиральной траектории.

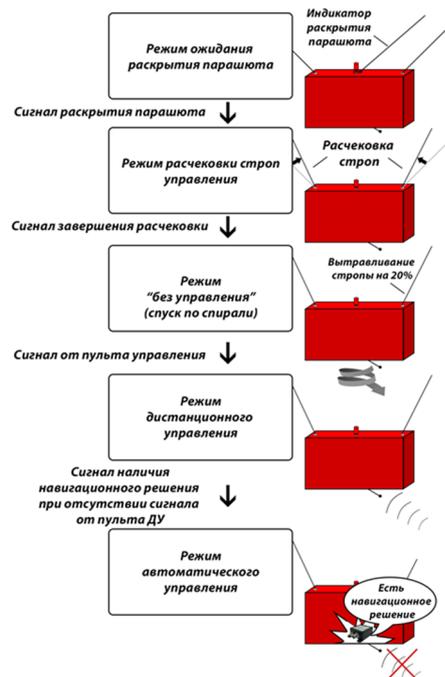


Рис. 8. Общая схема алгоритма работы САУ ПГП

Х. СХЕМА РАБОТЫ СИСТЕМЫ В ПОЛЕТЕ

Схема работы системы при выбросе из самолета представлена на рис. 9.

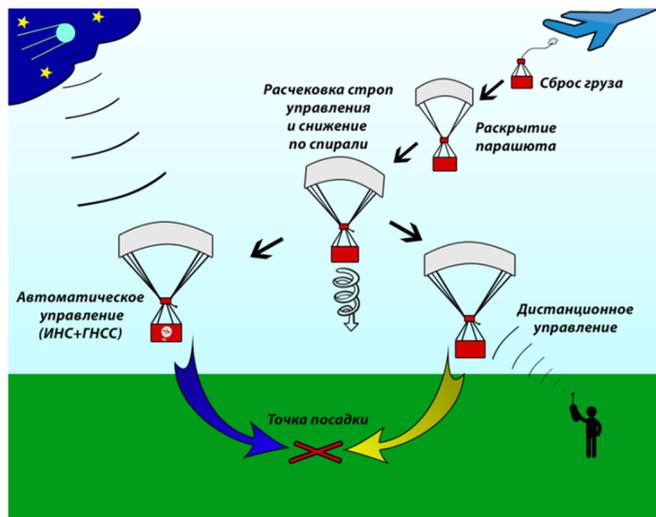


Рис. 9. Схема снижения САУ ПГП после выброса из самолета

После выброса из самолета и раскрытия парашюта система переходит в режим расчехления строп управления. По завершении расчехления происходит переход в режим «без управления» с ожиданием сигнала о нахождении навигационного решения ГКВ.

В процессе виража внутренний вычислитель ГКВ-6 находит навигационное решение, выдает соответствующий сигнал, после чего система переходит в режим автоматического управления. При этом координаты устройства и цели переводятся из формата LLA (в радианах) в формат NED (в метрах).

Из вычисленного направления и расстояния происходит наведение УПГС на цель. При радиусе до цели менее 30 м система переходит в режим «без управления» и снижается по спирали.

ХИ. ПРИЛОЖЕНИЕ ДЛЯ ПК ДЛЯ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ БЛОКА

Для удобства настройки параметров устройства (координат цели, длины строп парашюта и параметров ПИД-регуляторов приводов) было разработано GUI приложение для ПК, позволяющее настраивать эти параметры.

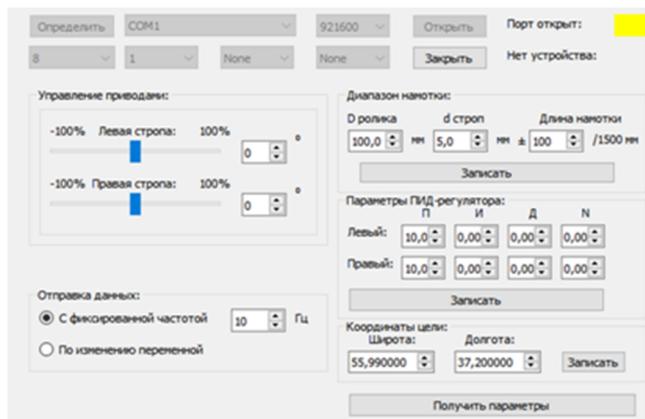


Рис. 10. Интерфейс приложения для настройки параметров САУ ПГП

Блок управляющей электроники подключается к ПК с помощью того же разъема DB-9, которым подключается к устройству ИНС ГКВ-6.

ХИИ. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ТЕСТИРОВАНИЕ ПРОТОТИПА В ПОЛЕВЫХ УСЛОВИЯХ

В августе 2021 года было проведено предварительное полевое тестирование прототипа на аэродроме Ватулино совместно с ООО «ПараАвис» (рис. 11–12).

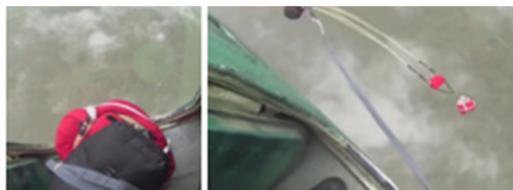


Рис. 11. Сброс прототипа с самолета

Тестирование заключалось в проверке работы системы дистанционного управления и работы нахождения навигационного решения в процессе спуска на парашюте. Было проведено 6 выбросов с высоты 600 м, 4 из которых производились в режиме дистанционного управления, два – в режиме автоматического управления.

В результате испытаний четыре спуска в режиме дистанционного управления прошли в штатном режиме.



Рис. 12. Посадка прототипа в заданной точке

Во время обоих спусков в режиме автоматического управления возникли внештатные ситуации. В первом случае система взяла неверный курс, была переведена в режим ручного управления, после чего осуществлен спуск в ручном режиме. Во втором случае взяла неверный курс, попытка перевести ее в режим ручного управления была неудачна, поскольку система вылетела за границу дистанции управления и приземлилась на расстоянии 600 м от заданной точки посадки (рис. 13).



Рис. 13. Заданная точка посадки и точки фактического приземления САУ ПГП

ХIII. ВЫВОДЫ ПО ПРОВЕДЕННЫМ ИСПЫТАНИЯМ

В результате анализа данных регистратора было выявлено, что во всех шести случаях спуска алгоритм комплексирования данных ИНС и ГНСС успешно находит навигационное решение и ГКВ-6 выдает корректные навигационные данные. В табл. 1 указано время и высота нахождения навигационного решения с момента раскрытия парашюта.

ТАБЛИЦА I.

Номер выброса	1	2	3	4	5	6
Время с момента раскрытия парашюта до нахождения навигационного решения ГКВ-6, сек	22,7	30,4	28,5	20,4	25,2	23,6
Высота точки нахождения навигационного решения (барометрический альтиметр), м	252	211	223	264	231	256

Выявлено также, что ошибка работы системы в режиме автоматического управления вызвана сбоем модуля Flash-памяти в блоке управляющей электроники, в результате чего координаты цели были сброшены на значения по умолчанию.

По результатам тестирования был заменен модуль дистанционного управления и принято решение об установке резервного модуля памяти в блоке управляющей электроники САУ ПГП.

Доработанную версию прототипа планируется протестировать повторно во втором квартале 2022 года для проверки работы системы в автоматическом режиме.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пономаренко В. Грузы – с высокой точностью // Крылья Родины. 1989. №3. С. 9–10.
- [2] Прокофьев С. Зарубежные системы для десантирования грузов. Режим доступа: <https://invoen.ru/vvt/zarubezhnie-parashutnie-sistemi-desantirovanie-gruzov/> (дата обращения 10.01.2022).
- [3] Алексеев А. Точная выброска с воздуха. Режим доступа: <https://topwar.ru/43327-tochnaya-vybroska-s-vozduha.html> (дата обращения 10.01.2022).
- [4] Hsy, J., Military Tests Robo-Parachute Delivery Needing No GPS, URL: <https://spectrum.ieee.org/military-tests-roboparachute-delivery-needing-no-gps/> (дата обращения 10.01.2022).
- [5] Найманбаева К., Технодинамика создаст управляемую парашютно-грузовую систему для ИЛ-76. Режим доступа: <https://www.aviaport.ru/news/2021/07/09/681139.html> (дата обращения 10.01.2022).
- [6] Сомов К. Технодинамика представила новейшие разработки на Дне ВДВ. Режим доступа: <https://rostec.ru/news/tekhnodinamika-predstavila-noveyshie-razrabotki-na-dne-vedv/> (дата обращения 10.01.2022).

Аналитический квазиоптимальный алгоритм минимальной по времени переориентации космического аппарата при произвольных граничных условиях

А.В. Молоденков
Институт проблем точной
механики и управления РАН
Саратов, Россия
molalexei@yandex.ru

Я.Г. Сапунков
Институт проблем точной
механики и управления РАН
Саратов, Россия
SapunkovYaG@mail.ru

Т.В. Молоденкова
Саратовский государственный
технический университет
им. Ю.А. Гагарина
Саратов, Россия
moltw@yandex.ru

Аннотация—Рассматривается задача оптимальной по быстродействию переориентации космического аппарата как твердого тела произвольной динамической конфигурации при произвольных граничных условиях. В классе обобщенных конических движений произведена модификация задачи оптимального поворота, которая позволила получить ее аналитическое решение. Аналитическое решение модифицированной задачи может рассматриваться как приближенное (квазиоптимальное) решение классической оптимальной задачи. Доклад представляет теоретически и численно обоснованный готовый к использованию на борту космического аппарата компактный аналитический квазиоптимальный алгоритм программного поворота, который по результатам очень близок к оптимальному.

Ключевые слова—космический аппарат, твердое тело, переориентация, оптимальное управление, квазиоптимальное аналитическое решение, обобщенное коническое движение, алгоритм, произвольные граничные условия.

1. ВВЕДЕНИЕ

Построение управления пространственной переориентацией космического аппарата (КА) как твердого тела в традиционной постановке включает задачи программного углового движения (поворота), программного управления и поиска управления, стабилизирующего программу углового движения в малом. Задача расчета программного углового движения и реализующего его управления во многих случаях решается с помощью методов теории оптимального управления. Аналитическое решение этой задачи для наиболее часто используемых функционалов оптимизации при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА не найдено даже в случае сферической симметрии КА, не говоря уже о его произвольной динамической конфигурации. Известны лишь некоторые частные случаи решения задачи; в общем случае приходится рассчитывать только на приближенные численные методы. Между тем, аналитическое решение задачи оптимального разворота КА в замкнутой форме имеет не только теоретический, но и большой практический интерес, так как позволяет использовать на борту КА готовые законы программного управления и изменения оптимальной траектории. В еще большей степени это касается КА нанокласса, имеющих ограничения на вычислительные мощности и при этом подверженных воздействиям внешних возмущающих моментов, сопоставимых по величине с управляющими моментами исполнительных устройств КА.

В настоящем докладе в традиционной постановке рассматривается задача оптимального по быстродействию поворота КА произвольной динамической конфигурации при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА с ограниченной по модулю функцией управления. С применением кватернионов на основании принципа максимума Л.С. Понтрягина получены выражения для структуры оптимального управления, функции Гамильтона–Понтрягина и сопряженной системы уравнений, т.е. сформулирована краевая задача оптимизации. Для численного решения краевой задачи оптимального управления использован алгоритм Левенберга–Марквардта, представляющий собой комбинацию модифицированного метода Ньютона и метода градиентного спуска.

Из большого количества проведенных численных расчетов решения задачи об оптимальном повороте КА для различных граничных условий и для различных распределений масс в КА, что характеризуется значениями главных моментов инерции, можно сделать следующие выводы:

- 1) кинематические характеристики поворота КА (кватернион ориентации и вектор угловой скорости) в традиционной задаче слабо зависят от распределения масс в КА и в основном определяются граничными условиями задачи;
- 2) управляющий момент существенно зависит от распределения масс в КА и граничных условий задачи.

Слабая зависимость кинематических характеристик оптимального движения КА от его динамической конфигурации обеспечивает близость решений традиционной задачи оптимальной переориентации и так называемой модифицированной задачи оптимального поворота при произвольной динамической конфигурации КА.

В докладе представлено аналитическое решение модифицированной задачи оптимального по быстродействию поворота КА при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА, доведенное до алгоритма. В классе обобщенных конических движений [1, 2] произведена модификация классической задачи оптимального поворота, которая позволила получить аналитические решения для уравнений движения, содержащие произвольные постоянные и две произвольные скалярные функции (параметры обобщенного конического движения). Относительно этих функций и их производных формулируется и решается

оптимизационная задача, в которой в качестве управлений выступают вторые производные от этих двух функций. Найденное аналитическое решение модифицированной задачи может рассматриваться как приближенное (квазиоптимальное) решение классической задачи оптимальной по быстродействию переориентации КА при произвольных граничных условиях. Получены явные выражения для вектора угловой скорости, управляющего момента и траектории движения КА. Вектор управляющего момента получается из вектора угловой скорости на основе решения обратной задачи динамики твердого тела. Полученные результаты на основе решения обратной задачи динамики могут быть обобщены на случаи управления КА при наличии в постановке задачи различных возмущений. Следует отметить, что для случаев аналитической разрешимости традиционной задачи оптимального поворота при сферической симметрии КА, когда наложены ограничения на краевые условия задачи – плоский эйлеров поворот, коническое движение, аналитические решения традиционной и модифицированной задач полностью совпадают. В численных примерах при решении традиционной и модифицированной задачи расхождение между величинами функционала качества, который является определяющей характеристикой задачи, составляет от долей процента до нескольких процентов, включая развороты КА на 180° .

Предложенный в докладе метод решения ранее был успешно применен к задаче на минимум энергетических затрат для произвольного твердого тела с фиксированным временем переориентации [3] и задаче оптимальной в смысле комбинированного функционала переориентации осесимметричного КА с нефиксированным временем [4]. Доклад продолжает исследования, начатые в [5].

Отметим, что в литературе известны некоторые квазиоптимальные решения задачи поворота КА с использованием обратной задачи динамики твердого тела, например [6, 7]. В [6] решение получено с помощью принципа оптимальности Р. Беллмана на основе задачи оптимальной переориентации КА в кинематической постановке, где функцией управления выступает вектор угловой скорости КА. Направление вектора угловой скорости КА при этом определяется граничными условиями по угловому положению КА. В [7] решение задачи получено посредством представления кватерниона ориентации КА полиномами и выражения вектора угловой скорости через этот кватернион. Однако никаких гарантий (доказанных теорем или соображений из теоретической механики), что на всей совокупности угловых движений КА при любых граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА эти решения будут достаточно хорошо аппроксимировать оптимальную траекторию углового движения КА, не указывается.

II. ПОСТАНОВКА КЛАССИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ

Движение КА как твердого тела произвольной динамической конфигурации вокруг центра масс описывается уравнениями [8]:

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega(t), \quad (1)$$

$$\dot{\omega} = \Gamma^{-1}M - \Gamma^{-1}[\omega, I\omega]. \quad (2)$$

Здесь $\Lambda(t) = \lambda_0(t) + \lambda_1(t)i_1 + \lambda_2(t)i_2 + \lambda_3(t)i_3$ – кватернион описывающий положение КА в инерциальном пространстве; $\omega(t) = \omega_1(t)\mathbf{i}_1 + \omega_2(t)\mathbf{i}_2 + \omega_3(t)\mathbf{i}_3$ – вектор угловой скорости, заданный своими проекциями в связанной с КА системе координат; i_1, i_2, i_3 – орты гиперкомплексного пространства (мнимые единицы Гамильтона), которые можно идентифицировать с ортами трехмерного векторного пространства $\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$; символ « \circ » означает кватернионное умножение, а « $[\cdot; \cdot]$ » – векторное произведение; $M(t) = [M_1(t), M_2(t), M_3(t)]^T$ – вектор управляющего момента, действующего на КА, матрица

$$I = \begin{bmatrix} I_1 & 0 & 0 \\ 0 & I_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix} -$$

тензор инерции. Фазовые координаты Λ, ω и управление M удовлетворяют требованиям задачи оптимального управления [8] ($\Lambda(t), \omega(t)$ – непрерывные функции, $M(t)$ – кусочно-непрерывная функция); кватернион $\Lambda(t)$ нормирован, т.е. $\|\Lambda\| = \lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1$. В динамических уравнениях Эйлера (2) I_1, I_2, I_3 – главные моменты инерции твердого тела.

На управляющий момент наложено ограничение

$$|M| \leq M_{\max}. \quad (3)$$

Заданы произвольные граничные условия по угловому положению

$$\Lambda(0) = \Lambda_0, \Lambda(T) = \Lambda_T \quad (4)$$

и угловой скорости КА

$$\omega(0) = \omega_0, \omega(T) = \omega_T. \quad (5)$$

Требуется определить оптимальное управление $M^{\text{opt}}(t)$ системой (1), (2) при ограничении (3) и граничных условиях (3), (4), доставляющее минимум функционалу

$$J = T. \quad (6)$$

III. МОДИФИЦИРОВАННАЯ ЗАДАЧА ПЕРЕОРИЕНТАЦИИ

Движение КА по-прежнему описывается соотношениями (1)–(6), при этом начальное и конечное значения по угловому положению и угловой скорости КА произвольны и заданы. Одной из основных проблем при построении аналитического решения в задаче оптимального поворота твердого тела является разрешимость классической задачи Дарбу. Проблема определения кватерниона $\Lambda(t)$ по вектору угловой скорости $\omega(t)$ называется задачей Дарбу в честь ученого, который впервые занимался ею в общей постановке. Следует отметить, что в своих статьях в Bulletin des Sciences Mathematiques Г. Дарбу свел систему дифференциальных уравнений типа (1) к обыкновенному уравнению Риккати и пытался решить его в общем случае.

Для кватернионного дифференциального уравнения (1), при условии что вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$ задается выражением

$$\boldsymbol{\omega}(t) = \mathbf{i}_1 \dot{f}(t) \sin g(t) + \mathbf{i}_2 \dot{f}(t) \cos g(t) + \mathbf{i}_3 \dot{g}(t), \quad (7)$$

в котором $f(t)$ и $g(t)$ – произвольные функции времени, известно решение [1], удовлетворяющее начальному условию (4)

$$\Lambda(t) = \Lambda_0 \circ \exp\{-\mathbf{i}_3 g(0)/2\} \circ \exp\{-\mathbf{i}_2 f(0)/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_2 f(t)/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_3 g(t)/2\}, \quad (8)$$

где символ « $\exp\{\cdot\}$ » означает кватернионную экспоненту [8]. Формулы (7), (8) включают в себя все известные точные решения классической задачи оптимального поворота КА при его сферической симметрии, когда вектор угловой скорости на всем интервале времени движения твердого тела постоянен по направлению или описывает в пространстве круговой конус [8, 9]. Заметим [2], что задачу Дарбу с произвольно заданным вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$ с помощью замен переменных можно свести к решению уравнения типа (1) с угловой скоростью

$$\boldsymbol{\omega}^*(t) = -(\mathbf{i}_1 \dot{f}(t) \sin g(t) + \mathbf{i}_2 \dot{f}(t) \cos g(t) + \mathbf{i}_3 \dot{g}(t)),$$

отличающейся от (7) только знаком. При этом явное аналитическое решение этой задачи, как и при произвольном векторе $\boldsymbol{\omega}(t)$, неизвестно. Другими словами, предлагаемая структура угловой скорости (7) хорошо соотносится с концепцией Пуансо, что всякое произвольное угловое движение твердого тела вокруг неподвижной точки можно рассматривать как некоторое обобщенное коническое движение твердого тела [2].

Выражение (7) и решение (8) можно обобщить, добавив поворот на постоянный угол вокруг некоторой оси. Такой поворот задается с помощью кватерниона \mathbf{K} , $\|\mathbf{K}\|=1$. Тогда вектор $\boldsymbol{\omega}$ и кватернион Λ будут определяться соотношениями:

$$\boldsymbol{\omega} = \tilde{\mathbf{K}} \circ (\mathbf{i}_1 \dot{f}(t) \sin g(t) + \mathbf{i}_2 \dot{f}(t) \cos g(t) + \mathbf{i}_3 \dot{g}(t)) \circ \mathbf{K},$$

$$\Lambda = \Lambda_0 \circ \tilde{\mathbf{K}} \circ \exp\{-\mathbf{i}_3 g(0)/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_2 (f(t) - f(0))/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_3 g(t)/2\} \circ \mathbf{K},$$

где « \sim » означает сопряжение кватерниона. Будем рассматривать вторые производные от функций f и g в качестве управляющих параметров. Тогда если ввести обозначения

$$\dot{f} = f_1, \quad \dot{g} = g_1, \quad (9)$$

то можно составить систему дифференциальных уравнений, описывающих управляемую систему:

$$\dot{f} = f_1, \quad \dot{g} = g_1, \quad \dot{f}_1 = u_1, \quad \dot{g}_1 = u_2, \quad (10)$$

где f , f_1 , g , g_1 – фазовые координаты, u_1 , u_2 – управляющие параметры. Ограничимся случаем, когда кватернион \mathbf{K} представляется в виде произведения:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_2 \circ \mathbf{K}_1, \quad \mathbf{K}_1 = \exp\{\mathbf{i}_1 \alpha_1 / 2\}, \quad \mathbf{K}_2 = \exp\{\mathbf{i}_2 \alpha_2 / 2\}, \quad (11)$$

где α_1 , α_2 – некоторые постоянные. Отметим, что кватернионы \mathbf{K}_1 и \mathbf{K}_2 определяют поворот вектора $\boldsymbol{\omega}$ (7) вокруг осей \mathbf{i}_1 и \mathbf{i}_2 . Поворот вокруг оси \mathbf{i}_3 уже включен в формулу, если учесть, что в функцию $g(t)$ входит аддитивная постоянная.

Условия того, что выражения для $\boldsymbol{\omega}$ и Λ (24), (25) удовлетворяют граничным условиям (4) и (5) с учетом (11), запишутся как

$$\tilde{\mathbf{K}}_1 \circ \tilde{\mathbf{K}}_2 \circ (\mathbf{i}_1 f_1(0) \sin g(0) + \mathbf{i}_2 f_1(0) \cos g(0) + \mathbf{i}_3 g_1(0)) \circ \mathbf{K}_2 \circ \mathbf{K}_1 = \boldsymbol{\omega}_0, \quad (12)$$

$$\tilde{\mathbf{K}}_1 \circ \tilde{\mathbf{K}}_2 \circ (\mathbf{i}_1 f_1(T) \sin g(T) + \mathbf{i}_2 f_1(T) \cos g(T) + \mathbf{i}_3 g_1(T)) \circ \mathbf{K}_2 \circ \mathbf{K}_1 = \boldsymbol{\omega}_T, \quad (13)$$

$$\Lambda_0 \circ \tilde{\mathbf{K}}_1 \circ \tilde{\mathbf{K}}_2 \circ \exp\{-\mathbf{i}_3 g(0)/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_2 (f(T) - f(0))/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_3 g(T)/2\} \circ \mathbf{K}_2 \circ \mathbf{K}_1 = \Lambda_T. \quad (14)$$

Управляющий момент, соответствующий решению модифицированной задачи оптимального поворота КА, определяется из (2) по формуле

$$\mathbf{M} = \mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} + [\boldsymbol{\omega}, \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}]. \quad (15)$$

Ограничение на модуль вектора \mathbf{M} выражается как

$$|\mathbf{M}| = \sqrt{(\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}})^2 + 2(\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}}, [\boldsymbol{\omega}, \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}]) + [\boldsymbol{\omega}, \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}]^2} \leq M_{\max}. \quad (16)$$

Чтобы выполнить условие (16), наложим ограничение

$$\sqrt{u_1^2 + u_2^2} \leq u_*, \quad (17)$$

где величина u_* ($0 < u_* < 1$) выбирается из требования выполнения условия (16).

Тогда для управляемой системы (10) можно сформулировать следующую задачу оптимального управления. Требуется найти оптимальные управления $u_1(t)$, $u_2(t)$, удовлетворяющие ограничению (17), которые за минимальный промежуток времени переводят управляемую систему (10) из начального состояния

$$f = f(0), \quad f_1 = f_1(0), \quad g = g(0), \quad g_1 = g_1(0) \quad (18)$$

в конечное состояние

$$f = f(T), \quad f_1 = f_1(T), \quad g = g(T), \quad g_1 = g_1(T) \quad (19)$$

и удовлетворяют соотношениям (12)–(14), в которых α_1 , α_2 выступают как параметры, подлежащие определению. Такую задачу оптимального управления будем называть модифицированной задачей оптимальной переориентации КА.

IV. АНАЛИТИЧЕСКИЙ КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ

Приведем аналитический квазиоптимальный алгоритм пространственной переориентации, который по-

строено на основе принципа максимума Понтрягина для модифицированной задачи (10)–(19).

1. Из условий принципа максимума определяем оптимальное управление

$$\begin{aligned} u_1 &= u_* (-c_1 t + c_3) / \sqrt{(-c_1 t + c_3)^2 + (-c_2 t + c_4)^2} \\ u_2 &= u_* (-c_2 t + c_4) / \sqrt{(-c_1 t + c_3)^2 + (-c_2 t + c_4)^2}. \end{aligned} \quad (20)$$

Если $c_1 c_4 - c_2 c_3 \neq 0$, то u_1, u_2 – непрерывные параметры управления и, в соответствии с (15), $\mathbf{M}(t)$ – непрерывная функция управления. После подстановки (20) в систему (10) находим общее решение для фазовых координат, которое содержит 8 произвольных постоянных c_1, \dots, c_8 :

$$\begin{aligned} f &= -c_1 u_* \{ (t/2 - A/2 - Bc_2/c_1)F(t) + \\ &+ B[B/2 + (t-A)c_2/c_1] \ln(t-A+F(t)) \} / C + \\ &+ c_5 t + c_6, \\ g &= -c_2 u_* \{ (t/2 - A/2 + Bc_1/c_2)F(t) - \\ &- B[-B/2 + (t-A)c_1/c_2] \ln(t-A+F(t)) \} / C + \\ &+ c_7 t + c_8, \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} f_1 &= -c_1 u_* [F(t) + B \ln(t-A+F(t))c_2/c_1] / C + c_5, \\ g_1 &= -c_2 u_* [F(t) - B \ln(t-A+F(t))c_1/c_2] / C + c_7, \\ A &= (c_1 c_3 + c_2 c_4) / C^2, \quad B = (c_1 c_4 - c_2 c_3) / (c_1^2 + c_2^2), \\ C &= \sqrt{c_1^2 + c_2^2}, \quad F(t) = \sqrt{(t-A)^2 + B^2}. \end{aligned}$$

Если $c_1 c_4 - c_2 c_3 = 0$, то $c_3/c_1 = c_4/c_2 = t_*$ и u_1, u_2 – кусочно-постоянные параметры

$$\begin{aligned} u_1 &= -c_1 u_* \operatorname{sign}(t-t_*) / \sqrt{c_1^2 + c_2^2} \\ u_2 &= -c_2 u_* \operatorname{sign}(t-t_*) / \sqrt{c_1^2 + c_2^2} \end{aligned} \quad (22)$$

и, в соответствии с (15), $\mathbf{M}(t)$ – кусочно-непрерывная функция. При этом общее решение для фазовых координат имеет вид:

$$\begin{aligned} f &= -c_1 u_* (t-t_*)^2 \operatorname{sign}(t-t_*) / 2C + c_5 (t-t_*) + c_6, \\ g &= -c_2 u_* (t-t_*)^2 \operatorname{sign}(t-t_*) / 2C + c_7 (t-t_*) + c_8, \\ f_1 &= -c_1 u_* (t-t_*) \operatorname{sign}(t-t_*) / C + c_5 = \\ &= -c_1 u_* |t-t_*| / C + c_5, \\ g_1 &= -c_2 u_* (t-t_*) \operatorname{sign}(t-t_*) / C + c_7 = \\ &= -c_2 u_* |t-t_*| / C + c_7, \\ C &= \sqrt{c_1^2 + c_2^2}. \end{aligned} \quad (23)$$

2. По заданным граничным условиям (4), (5) из формул (11), уравнений системы (12)–(14) и выражения для функции Гамильтона–Понтрягина при $t = T$:

$$H = c_1 f_1 + c_2 g_1 + c_3 u_1 + c_4 u_2 - (c_1 u_1 + c_2 u_2)T = 1$$

с учетом (20), (21) или (22), (23) определяются постоянные $c_1, \dots, c_5, c_7, c_8, \alpha_1, \alpha_2$ и время T , а также строятся функции f, f_1, g, g_1 .

3. Используя формулы (11), находим компоненты кватерниона \mathbf{K} .

4. По формуле

$$\boldsymbol{\omega} = \tilde{\mathbf{K}} \circ (\mathbf{i}_1 \dot{f}(t) \sin g(t) + \mathbf{i}_2 \dot{f}(t) \cos g(t) + \mathbf{i}_3 \dot{g}(t)) \circ \mathbf{K}$$

вычисляется вектор угловой скорости КА.

5. По формуле

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\Lambda} &= \boldsymbol{\Lambda}_0 \circ \tilde{\mathbf{K}} \circ \exp\{-\mathbf{i}_3 g(0)/2\} \circ \exp\{\mathbf{i}_2 (f(t) - f(0))/2\} \circ \\ &\circ \exp\{\mathbf{i}_3 g(t)/2\} \circ \mathbf{K} \end{aligned}$$

вычисляется кватернион ориентации КА.

6. Используя формулу (15)

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} + [\boldsymbol{\omega}, \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}] = \mathbf{I} (\tilde{\mathbf{K}} \circ ((\mathbf{i}_1 (u_1 \sin g + f_1 g_1 \cos g) + \\ &+ \mathbf{i}_2 (u_1 \cos g - f_1 g_1 \sin g) + \mathbf{i}_3 u_2) \circ \mathbf{K}) + [\tilde{\mathbf{K}} \circ (\mathbf{i}_1 f_1 \sin g + \\ &+ \mathbf{i}_2 f_1 \cos g + \mathbf{i}_3 g_1) \circ \mathbf{K}, \mathbf{I} (\tilde{\mathbf{K}} \circ (\mathbf{i}_1 f_1 \sin g + \mathbf{i}_2 f_1 \cos g + \mathbf{i}_3 g_1) \circ \mathbf{K})], \end{aligned}$$

вычисляется вектор управляющего момента КА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Molodenkov, A.V., On the solution of the Darboux problem, *Mechanics of Solids*, 2007, vol. 42, no. 2, pp. 167–176.
- [2] Molodenkov, A.V., Perelyaev, S.E., Solution of approximate equation for modified Rodrigues vector and attitude algorithm design, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2021, vol. 44, no. 6, pp. 1224–1227.
- [3] Molodenkov, A.V., Sapunkov, Y.G., Analytical quasi-optimal solution for the problem on turn maneuver of an arbitrary solid with arbitrary boundary conditions, *Mechanics of Solids*, 2019, vol. 54, no. 3, pp. 474–485.
- [4] Sapunkov, Y.G., Molodenkov, A.V., Analytical solution of the problem on an axisymmetric spacecraft attitude maneuver optimal with respect to a combined functional, *Automation and Remote Control*, 2021, vol. 82, no. 7, pp. 1183–1200.
- [5] Molodenkov, A.V., Sapunkov, Y.G., Analytical quasi-optimal solution of the problem of the time-optimal rotation of a spacecraft, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2021, vol. 60, no. 4, pp. 639–653.
- [6] Акуленко Л.Д., Лилов Л.К. Синтез квазиоптимальной системы переориентации и стабилизации космического аппарата, *Космические исследования*. 1990. Т. 28. № 2. С. 186–197.
- [7] Boyarko, G.A., Romano, M., and Yakimenko, O.A., Time-optimal reorientation of a spacecraft using an inverse dynamics optimization method, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 4, pp. 1197–1208.
- [8] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П., *Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела*. М.: Наука, 1973.
- [9] Molodenkov, A.V., Sapunkov, Y.G., Analytical solution of the time-optimal slew problem of a spherically symmetric spacecraft in the class of conical motion, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2014, vol. 53, no. 2, pp. 159–171.

Кватернионные модели и алгоритмы решения задач оптимальной переориентации орбиты и плоскости орбиты космического аппарата

И.А. Панкратов

Саратовский национальный исследовательский
государственный университет имени Н.Г. Чернышевского,
Институт проблем точной механики и управления РАН
Саратов, Россия
PankratovIA.mechanic@gmail.com

Ю.Н. Челноков

Институт проблем точной механики и управления РАН
Саратов, Россия
ChelnokovYuN@gmail.com

Аннотация—В настоящей работе с использованием кватернионного дифференциального уравнения ориентации орбиты космического аппарата (КА) и принципа максимума Понтрягина решена в нелинейной постановке общая задача оптимальной переориентации орбиты КА и ее плоскости. Рассмотрен случай, когда необходимо минимизировать функционал, являющийся взвешенной интегральной суммой затрат времени и энергии на процесс переориентации. В процессе переориентации орбиты ее форма и размеры изменяются. Управление (вектор ускорения от реактивной тяги) является ограниченным по модулю. В ходе решения задач требуется определить оптимальную ориентацию этого вектора в пространстве и закон оптимального изменения его модуля. Частным случаем изучаемой задачи является задача оптимальной коррекции угловых элементов орбиты КА, имеющая большое значение в механике космического полета. В работе построены конкретные примеры численного решения общей задачи оптимальной переориентации орбиты КА и ее плоскости для случая быстрогодействия и задачи на минимум энергозатрат. Приведены графики изменения фазовых переменных и оптимального управления. Проведен анализ полученных решений, выявлены их характерные свойства и закономерности. По сравнению с предыдущими исследованиями удалось получить решение в случае, когда отличие в ориентациях начальной и конечной орбит КА составляет десятки градусов. При этом комбинирование двух методов решения краевых задач позволило повысить точность численного решения краевой задачи с 0,002 до 1E-9 безразмерных единиц.

Ключевые слова—управление движением, космический аппарат, орбита, оптимальное управление, кватернион.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Предположим, что КА движется в пространстве под действием тяги реактивного двигателя, сообщающего КА вектор ускорения \mathbf{p} . Тогда орбита КА в процессе управления движением центра масс КА меняет свою форму и свои размеры, т.е. является деформируемой фигурой. Рассмотрим следующую задачу – требуется определить ограниченное по модулю управление \mathbf{p} :

$$0 \leq p \leq p_{\max} < \infty \quad p = |\mathbf{p}|, \quad (1)$$

переводящее орбиту КА, движение центра масс которого описывается уравнениями [1]:

$$\begin{aligned} dr/dt &= v_1, & dv_1/dt &= c^2 r^{-3} - fMr^{-2} + p_1, \\ dc/dt &= rp_2, & 2d\Lambda/dt &= \Lambda \circ \Omega_\xi, \\ \Omega_\xi &= p_3 r c^{-1} (\cos \varphi \mathbf{i}_1 + \sin \varphi \mathbf{i}_2) - r(c^2 - fMr)^{-1} \cdot \\ &\cdot \cos \varphi \cdot (cp_1 \cos \varphi - (c + fMr c^{-1})p_2 \sin \varphi) \cdot \mathbf{i}_3, \\ d\varphi/dt &= cr^{-2} - r(c^2 - fMr)^{-1} \cos \varphi \cdot \\ &\cdot (cp_1 \cos \varphi - (c + fMr c^{-1})p_2 \sin \varphi), \end{aligned} \quad (2)$$

из заданного начального состояния

$$\begin{aligned} t=0, & & r(0) &= r^0, & v_1(0) &= v_1^0, \\ c(0) &= c^0, & \varphi(0) &= \varphi^0, & \Lambda(0) &= \Lambda^0 \end{aligned} \quad (3)$$

в конечное состояние

$$\begin{aligned} t=t^* &= ?, & c(t^*) &= c(0) = c^0, \\ e_{or}(t^*) &= e_{or}(0), & \Lambda(t^*) &= \pm \Lambda^*. \end{aligned} \quad (4)$$

При этом необходимо минимизировать значение функционала:

$$J = \int_0^{t^*} [\alpha_1 + \alpha_2 (p_1^2 + p_2^2 + p_3^2)] dt.$$

Частными случаями этой задачи являются задача быстрогодействия (при $\alpha_1 = 1, \alpha_2 = 0$) и задача минимизации энергозатрат (при $\alpha_1 = 0, \alpha_2 = 1$).

Здесь \mathbf{r} – радиус-вектор КА, проводимый из центра притяжения, $r = |\mathbf{r}|$, v_1 – проекция вектора скорости КА на направление его радиус-вектора; c – модуль момента орбитальной скорости КА; f – гравитационная постоянная, M – масса притягивающего тела (Земли); $p_k, k = 1, 2, 3$ – компоненты вектора ускорения от тяги реактивного двигателя; $\Lambda = \Lambda_0 + \Lambda_1 \mathbf{i}_1 + \Lambda_2 \mathbf{i}_2 + \Lambda_3 \mathbf{i}_3$ – нормированный кватернион ориентации орбиты КА, $\mathbf{i}_k, k = 1, 2, 3$ – векторные мнимые единицы Гамильтона; φ – истинная аномалия, характеризующая положение КА на орбите.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РНФ (проект № 22-21-00218).

В поставленной задаче заданы начальные значения фазовых координат КА r, v_1, c, ϕ, Λ и эксцентриситета орбиты КА e_{or} , вычисляемого по формуле [2, 3]

$$e_{or} = (1 + c^2 \mu^{-2} (v_1^2 + c^2 r^2 - 2\mu r^{-1}))^{1/2}, \quad \mu = fM;$$

также заданы значения компонент кватерниона Λ^* .

Конечные значения фазовых координат принадлежат многообразию (4). Конечное значение момента времени t^* не фиксируется и подлежит определению в результате решения задачи. Поэтому эта задача – задача с подвижным правым концом. Отметим, что в отличие от работ [4, 5] величины больших полуосей начальной и конечной орбит в общем случае не совпадают. То есть размер конечной орбиты КА может отличаться от размера начальной орбиты КА. Отметим также, что ввиду своей сложности задача о быстродействии другими авторами решалась редко (можно отметить работы [6–9]). В основном минимизировались затраты рабочего тела или характеристическая скорость.

Известно, что задача межорбитального перелета КА значительно упрощается, если начальная и конечная орбиты лежат в одной плоскости. Становится возможным аналитически (точно или приближенно) найти оптимальные траектории перехода. Этим обусловлено значительное количество публикаций в данной области. Чаще всего минимизировался расход рабочего тела. Отметим работы [10, 11]. Задачи оптимального управления решаются на основе принципа максимума. Краевые задачи принципа максимума решаются численно методом стрельбы. В настоящей работе рассмотрена общая задача переориентации орбиты КА. На форму и размеры начальной и конечной орбит дополнительных ограничений не наложено.

Четыре компоненты Λ_j кватерниона Λ удовлетворяют условию $\Lambda_0^2 + \Lambda_1^2 + \Lambda_2^2 + \Lambda_3^2 = 1$, поэтому краевое кватернионное условие в (4), эквивалентное четырем скалярным, заменим на условие

$$\text{vect}[\overline{\Lambda}(t^*) \circ \Lambda^*] = \mathbf{0}, \quad (5)$$

эквивалентное трем скалярным (в (5) и далее черта сверху означает сопряженный кватернион). Такая замена повышает эффективность численного решения задачи оптимальной переориентации орбиты КА.

II. ЗАКОН ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Поставленную задачу будем решать с помощью принципа максимума Л.С. Понтрягина. Для этого введем дополнительные переменные $\rho, s_1, e, \chi, \mathbf{M} = M_0 + M_1 \mathbf{i}_1 + M_2 \mathbf{i}_2 + M_3 \mathbf{i}_3$, сопряженные по отношению к фазовым переменным r, v_1, c, ϕ, Λ . Известно [12], что уравнение для переменной χ имеет частное решение $\chi = N_3 / 2$ ($N_k, k = 1, 2, 3$ – компоненты кватерниона $\mathbf{N} = \overline{\Lambda} \circ \mathbf{M}$). В этом случае функция Гамильтона–Понтрягина примет вид

$$H = -\alpha_1 - \alpha_2 (p_1^2 + p_2^2 + p_3^2) + erp_2 + \rho v_1 + s_1 (c^2 r^{-3} - fMr^{-2} + p_1) + \chi cr^{-2} + p_3 (N_1 \cos \phi + N_2 \sin \phi) / 2.$$

Система уравнений для сопряженных переменных примет вид:

$$\begin{aligned} ds_1 / dt &= -\rho, & 2d\mathbf{M} / dt &= \mathbf{M} \circ \boldsymbol{\Omega}_{\xi}, \\ d\rho / dt &= 3s_1 c^2 / r^4 - 2(s_1 fM - \chi c) / r^3 - ep_2 - \\ & - p_3 c^{-1} (N_1 \cos \phi + N_2 \sin \phi), & (6) \\ de / dt &= -2cs_1 / r^3 - \chi / r^2 - ep_2 + \\ & + p_3 r c^{-2} (N_1 \cos \phi + N_2 \sin \phi) / 2. \end{aligned}$$

Закон оптимального управления (т.е. закон управления, удовлетворяющий необходимому условию оптимальности) находится из условий максимума функции Гамильтона–Понтрягина по переменной \mathbf{p} с учетом наложенного ограничения (1) и имеет вид:

$$\mathbf{p}^o = p^{opt} \mathbf{n} / |\mathbf{n}|, \quad \mathbf{n} = s_1 \mathbf{i}_1 + e \mathbf{i}_2 + r(N_1 \cos \phi + N_2 \sin \phi) / (2c) \mathbf{i}_3, \quad (7)$$

где $p^{opt} = |\mathbf{n}| / (2\alpha_2)$ при $|\mathbf{n}| / (2\alpha_2) \leq p_{\max}$ и $p^{opt} = p_{\max}$ при $|\mathbf{n}| / (2\alpha_2) > p_{\max}$. При этом в случае быстродействия $p^{opt} = p_{\max}$.

Условия трансверсальности, не содержащие неопределенных множителей Лагранжа, имеют вид:

$$\begin{aligned} t &= t^*, & \rho - s_1 (c^2 - r) / (v_1 r^2 c^2) &= 0, \\ \Lambda_0^* M_0 + \Lambda_1^* M_1 + \Lambda_2^* M_2 + \Lambda_3^* M_3 &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, задача оптимальной переориентации орбиты КА сведена к краевой задаче с подвижным правым концом траектории, описываемой системой нелинейных дифференциальных уравнений (2), (6), (7) пятнадцатого порядка и тринадцатью краевыми условиями (3), (4), (5), которые необходимо дополнить двумя условиями трансверсальности (8) и равенством $H^o \Big|_{t^*} = 0$, имеющим место для оптимального управления \mathbf{p}^o и оптимальной траектории.

III. ПРИМЕРЫ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

A. Численное решение задачи переориентации орбиты космического аппарата.

Для численного решения краевой задачи оптимальной переориентации орбиты КА запишем уравнения этой задачи в безразмерных переменных. Фазовые Λ_j и сопряженные M_j переменные являются безразмерными. Безразмерные переменные r^b, t^b и компоненты безразмерного управления p_k^b связаны с размерными переменными r, t и управлениями p_k соотношениями: $r = Rr^b, t = Tt^b, p_k = p_{\max} p_k^b$ ($k = 1, 2, 3$), где R – характерное расстояние (в его качестве принималась

величина, близкая к длине большой полуоси орбиты управляемого КА); V , T – характерные скорость и время соответственно, определяемые соотношениями: $V = (fMR)^{1/2}$, $C = RV$ и $T = R/V$. Здесь C – характерная секторная скорость.

Отметим, что при переходе к безразмерным переменным в уравнениях для фазовых и сопряженных переменных появляется характерный безразмерный параметр $N^b = p_{\max} R^3 / C^2$.

Алгоритм численного решения задачи реализует комбинацию метода Рунге–Кутты 4-го порядка точности и двух методов решения краевых задач: модифицированного метода Ньютона и метода градиентного спуска [13].

Величины, характеризующие форму, размеры орбиты КА, начальное и конечное положения КА на орбите, начальную и конечную ориентации орбиты КА, полагались равными [14] (a_{or} – большая полуось орбиты):

$$e_{or} = 0.8257, \quad a_{or} = 37936238.7597 \text{ м,}$$

$$\varphi_0 = 2.955 \text{ рад,} \quad p_{\max} = 0.1019 \text{ м/сек}^2, \quad N^b = 0.35;$$

для начального положения КА: $\Lambda_0^0 = 0.679417$, $\Lambda_1^0 = -0.245862$, $\Lambda_2^0 = -0.539909$, $\Lambda_3^0 = -0.353860$; для конечного положения КА вариант 1 (малое отличие в ориентациях орбит КА): $\Lambda_0^* = 0.678275$, $\Lambda_1^* = -0.268667$, $\Lambda_2^* = -0.577802$, $\Lambda_3^* = -0.366116$; вариант 2 (большое отличие в ориентациях орбит КА): $\Lambda_0^* = -0.440542$, $\Lambda_1^* = -0.522476$, $\Lambda_2^* = -0.125336$, $\Lambda_3^* = -0.719189$.

Значения выбранных масштабирующих множителей равны: $R = 37000000.0 \text{ м}$, $V = 3282.220738 \text{ м/сек}$, $C = 121442167306 \text{ м/сек}^2$, $T = 11272.856 \text{ с}$. Указанные значения этих величин отвечают значениям декартовых координат и проекций вектора скорости центра масс КА, приведенным в [15]. При этом начальные значения соответствующих безразмерных переменных равны: $r = 1.729360$, $v_1 = 0.268527$, $c = 0.571134$.

Ориентации начальной и конечной орбит КА характеризуются параметрами Эйлера Λ_j^0 и Λ_j^* . Если в варианте 1 эти значения близки (отличие ориентаций орбит по долготе восходящего узла, наклону, угловому расстоянию перицентра от узла составляет единицы градусов: $\Delta\Omega_u = -3.30^\circ$, $\Delta I = -1.51^\circ$, $\Delta\omega_\pi = -1.59^\circ$), то в варианте 2 они существенно отличаются (отличие ориентаций орбит в угловой мере составляет десятки градусов: $\Delta\Omega_u = -32.00^\circ$, $\Delta I = -117.57^\circ$, $\Delta\omega_\pi = 39.96^\circ$).

При малом отличии в ориентациях начальной и конечной орбит КА (вариант 1, задача быстрогодействия) длительность процесса переориентации орбиты КА составила 0,565439 безразмерных единиц или 1,771 ч. Заметим, что при $t = 0,296730$ резко меняются законы изменения компонент оптимального управления (со сменной знака). До этого момента времени модуль момента

орбитальной скорости КА практически линейно увеличивался, а затем он начинает уменьшаться. Напротив, эксцентриситет орбиты КА вначале линейно уменьшается, а после $t = 0.296730$ начинает увеличиваться, достигая своего первоначального значения в конце движения. Компоненты кватерниона ориентации орбиты КА являются медленно изменяющимися переменными.

При большом отличии в ориентациях начальной и конечной орбит КА (вариант 2, задача быстрогодействия) длительность процесса переориентации орбиты КА составила 5.112605 безразмерных единиц или 16.009 ч. Заметим, что при $t = 1.933729$ орбита КА близка к круговой. Затем эксцентриситет орбиты начинает увеличиваться. Максимальное значение эксцентриситета (близкое к единице) больше его начального значения. Также при $t = 1.933729$ модуль момента орбитальной скорости КА достигает своего максимального значения. В этой же точке фазовые переменные Λ_0 , Λ_2 имеют локальные экстремумы, а Λ_1 , Λ_3 меняют знак.

При решении задачи на минимум энергозатрат для варианта 1 длительность процесса переориентации орбиты КА составила 0.652198 безразмерных единиц, или 2.042 ч. Отметим, что $p_1 \approx p_2 \approx -0.003$ при $t = 0.333101$. До этого момента времени модуль момента скорости КА увеличивался, а затем он начал уменьшаться. И наоборот, эксцентриситет орбиты КА сначала уменьшался, а при $t > 0.333101$ начал увеличиваться, достигнув своего первоначального значения в конце движения.

В. Численное решение задачи о переориентации плоскости орбиты космического аппарата

Также нами был рассмотрен случай, когда в конечный момент движения задана лишь ориентация плоскости орбиты КА относительно инерциальной системы координат. При этом конечное положение орбиты в ее плоскости не фиксировано. Тогда кватернионное краевое условие (4) в постановке краевой задачи принимает вид:

$$\tan \Omega_u^* = \frac{\Lambda_1 \Lambda_3 + \Lambda_0 \Lambda_2}{\Lambda_0 \Lambda_1 - \Lambda_2 \Lambda_3}, \quad \cos I^* = \Lambda_0^2 - \Lambda_1^2 - \Lambda_2^2 + \Lambda_3^2.$$

Также к условиям (7) нужно добавить следующее условие трансверсальности

$$M_0(\Lambda_1 + \Lambda_2 \tan \Omega_u^*) + M_1(\Lambda_0 + \Lambda_3 \tan \Omega_u^*) - M_2(\Lambda_3 - \Lambda_0 \tan \Omega_u^*) - M_3(\Lambda_2 - \Lambda_1 \tan \Omega_u^*) = 0.$$

Расчеты были проведены для случая быстрогодействия, когда конечное положение плоскости орбиты КА $\Omega_u^* = 215.25^\circ$, $I^* = 64.8^\circ$ соответствует ориентации орбитальной плоскости одного из спутников отечественной группировки ГЛОНАСС.

При этом начальное положение КА на орбите задано так (вариант 3, малое отличие в ориентациях орбит КА): $\Omega_u^0 = 212.0^\circ$, $I^0 = 63.0^\circ$, $\omega_\pi^0 = 0.0^\circ$; $\Lambda_0^0 = -0.235019$, $\Lambda_1^0 = -0.144020$, $\Lambda_2^0 = 0.502258$, $\Lambda_3^0 = 0.819610$; (вариант 4, большое отличие в ориентациях орбит КА) $\Omega_u^0 = 240.0^\circ$, $I^0 = 45.0^\circ$, $\omega_\pi^0 = 0.0^\circ$; $\Lambda_0^0 = -0.461940$, $\Lambda_1^0 = -0.191342$, $\Lambda_2^0 = 0.331414$, $\Lambda_3^0 = 0.800103$.

При малом отличии в ориентациях начальной и конечной орбит КА (вариант 3) длительность процесса переориентации орбиты КА составила 1.315802 безразмерных единиц или 4.120 ч. Заметим, что при $t \approx 0.655400$ компоненты оптимального управления p_2 , p_3 меняют знак. Компонента p_3 (влияет на изменение ориентации орбиты) меняется приблизительно по линейному закону. При этом компонента p_1 близка к нулю во все время движения КА. До указанного момента времени модуль момента орбитальной скорости КА увеличивался, а затем он начинает уменьшаться. Напротив, эксцентриситет орбиты КА вначале уменьшается, а после $t \approx 0.655400$ начинает увеличиваться, достигая своего первоначального значения в конце движения. Долгота восходящего узла до $t \approx 0.655400$ увеличивается (превышая требуемое конечное значение), а затем уменьшается. Наклонение орбиты изменяется приблизительно по параболическому закону, точка $t \approx 0.655400$ – вершина параболы, ветви параболы направлены вверх. Компоненты кватерниона ориентации орбиты КА являются медленно изменяющимися переменными.

При большом отличии в ориентациях начальной и конечной орбит КА (вариант 4) длительность процесса переориентации орбиты КА составила 3.5480769 безразмерных единиц или 11.110 ч. Заметим, что при $t \approx 1.75$ все компоненты оптимального управления близки к нулю, а компоненты p_2 и p_3 меняют знак. До этого момента времени эксцентриситет орбиты уменьшался, а затем он начинает увеличиваться. Максимальное значение эксцентриситета больше его начального значения. Также при $t \approx 1.75$ модуль момента орбитальной скорости КА достигает своего максимального значения. На всем промежутке активного движения КА эксцентриситет орбиты и модуль момента орбитальной скорости КА имеют по одному локальному минимуму и одному локальному максимуму соответственно. В этой же точке $t \approx 1.75$ компоненты кватерниона ориентации орбиты КА имеют локальные экстремумы. Долгота восходящего узла в точке $t \approx 1.75$ имеет локальный максимум (меньше начального значения). Наклонение орбиты изменяется приблизительно по параболическому закону, точка $t \approx 1.75$ – вершина параболы, ветви параболы направлены вниз.

Отметим выявленную неединственность численного решения краевой задачи оптимальной переориентации орбиты КА (и ее плоскости), связанную с нелинейностью дифференциальных уравнений задачи. При одних и тех же граничных условиях в постановке краевой задачи оптимального управления получены различные решения для законов движения, управления и поведения сопряженных переменных. Из них было выбрано то, которое соответствует меньшему значению функционала качества J .

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе построены конкретные примеры численного решения общей задачи оптимальной переориентации

орбиты КА и ее плоскости для случая быстрогодействия и задачи на минимум энергозатрат. Проведен анализ полученных решений, выявлены их характерные свойства и закономерности. По сравнению с предыдущими исследованиями удалось получить решение в случае, когда отличие в ориентациях начальной и конечной орбит КА составляет десятки градусов. При этом комбинирование двух методов решения краевых задач позволило повысить точность численного решения краевой задачи с 0.002 до 10^{-9} безразмерных единиц.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Chelnokov, Yu.N., The use of quaternions in the optimal control problems of motion of the center of mass of a spacecraft in a newtonian gravitational field: II, *Cosmic Research*, vol. 41, no. 1, 2003, pp. 85–99.
- [2] Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребенников Е.А., Демин В.Г., Рябов Ю.А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976.
- [3] Дубошин Г.Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. М.: Наука, 1968.
- [4] Панкратов И.А., Сапунков Я.Г., Челноков Ю.Н., Об одной задаче оптимальной переориентации орбиты космического аппарата // *Изв. Саратов. ун-та. Нов. сер. Сер. Математика. Механика. Информатика*. 2012. Т. 12, Вып. 3. С. 87–95.
- [5] Панкратов И.А., Сапунков Я.Г., Челноков Ю.Н. Решение задачи оптимальной переориентации орбиты космического аппарата с использованием кватернионных уравнений ориентации орбитальной системы координат // *Изв. Саратов. ун-та. Нов. сер. Сер. Математика. Механика. Информатика*. 2013. Т. 13, Вып. 1. Ч. 1. С. 84–92.
- [6] Кирпичников С.Н., Бобкова А.Н., Оськина Ю. В. Минимальные по времени импульсные перелеты между круговыми компланарными орбитами // *Космические исследования*, Т. 29, Вып. 3, 1991. С. 367–374.
- [7] Grigoriev, K.G., Grigoriev, I.S., Petrikova, Yu.D., The fastest maneuvers of a spacecraft with a jet engine of a large limited thrust in a gravitational field in a vacuum, *Cosmic Research*, vol. 38, no. 2, 2000, pp. 160–181.
- [8] Kiforenko, B.M., Pasechnik, Z.V., Kyrychenko, S.B., Vasiliev, I.Yu., Minimum time transfers of a low-thrust rocket in strong gravity fields, *Acta Astronautica*, vol. 52, no. 8, 2003, pp. 601–611.
- [9] Fazelzadeh, S.A., Varzandian, G.A., Minimum-time earth-moon and moon-earth orbital maneuvers using time-domain finite element method, *Acta Astronautica*, vol. 66, no. 3-4, 2010, pp. 528–538.
- [10] Ryzhov, S.Y., Grigoriev, I.S., On solving the problems of optimization of trajectories of many-revolution orbit transfers of spacecraft, *Cosmic Research*, vol. 44, no. 3, 2006, pp. 258–267.
- [11] Кирпичников С.Н., Кулешова Л.А., Костина Ю.Л., Качественные свойства энергетически оптимальных орбит импульсных полетов между круговыми компланарными орбитами при заданном времени старта // *Космические исследования*. 1996. Т. 34, Вып. 2. С. 170–179.
- [12] Afanas'eva, Yu.V., Chelnokov, Yu.N., The problem of optimal control of the orientation of an orbit of a spacecraft as a deformable figure, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2008, vol. 47, no. 4, pp. 621–634.
- [13] Моисеев Н.Н., Численные методы в теории оптимальных систем, М.: Наука, 1971.
- [14] Chelnokov, Yu.N., The use of quaternions in the optimal control problems of motion of the center of mass of a spacecraft in a newtonian gravitational field: III, *Cosmic Research*, vol. 41, no. 5, 2003, pp. 460–477.
- [15] Бордовицына Т.В. Современные численные методы в задачах небесной механики. М.: Наука, 1984.

Управление космическим роботом при смене топливных баков двигательной установки геостационарного спутника

Е.И. Сомов

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет
Самара, Россия
e_somov@mail.ru

С.А. Бутырин

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет
Самара, Россия
butyrinsa@mail.ru

Т.Е. Сомова

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет
Самара, Россия
te_somova@mail.ru

Аннотация—Разработаны способы управления космическим роботом-манипулятором при замене топливных баков электрической двигательной установки с одновременной стабилизацией углового движения робота, состыкованного с геостационарным спутником связи.

Ключевые слова—геостационарный спутник связи, смена топливных баков, управление космическим роботом.

1. ВВЕДЕНИЕ

В перспективных геостационарных информационных платформах техническое обслуживание геостационарных спутников связи (ГСС) обеспечивается с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ) [1, 2]. При продлении срока службы ГСС важнейшей является проблема дозаправки топливом их электрореактивных двигательных установок (ЭДУ). В статье изучаются проблемы управления КРМ при дозаправке ЭДУ на основе смены топливных баков. Здесь пространственное движение связки КРМ и ГСС стабилизируется с помощью следующих приводов: (i) ЭДУ на основе 8 каталитических электрореактивных двигателей (ЭРД) с широтно-импульсной модуляцией тяги, которая способна создавать векторы силы и момента произвольного направления [3]; (ii) силового гироскопического кластера (СГК) на основе 4 гиродинов (ГД) с цифровым управлением, рис. 1. Предполагается, что КРМ и ГСС жестко состыкованы, а смена топливных баков реализуется в автоматическом режиме.

Применяемая стратегия использует такие действия: пустые баки последовательно перемещаются манипулятором из контейнеров ГСС в контейнеры КРМ, а заполненные топливом баки – наоборот, из контейнеров КРМ в контейнеры ГСС. Установка баков в контейнеры завершается их автоматической механической фиксацией; включение/отключение системы подачи топлива от бака к ЭДУ выполняется роботизированным мехатронным модулем, встроенным в каждый контейнер ГСС. Предполагается, что система управления движением (СУД) робота имеет бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) с коррекцией сигналами от спутников ГЛОНАСС/GPS и звездных датчиков.

Целями статьи являются выбор схемы манипулятора, расчет потребных параметров его электромеханических приводов и рабочей зоны манипулятора; анализ динамических характеристик СУД при угловой стабилизации связки КРМ и ГСС в процессе смены баков.

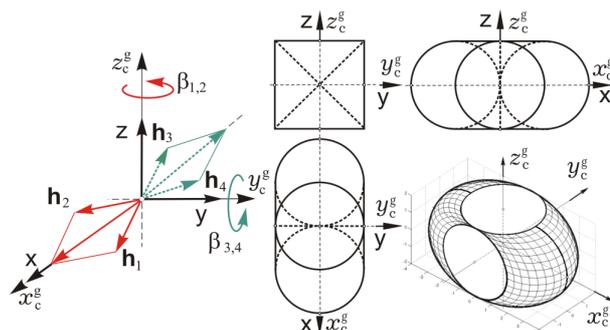


Рис. 1. Схема СГК на основе 4 ГД и область вариации его КМ

II. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Применяются (i) экваториальная инерциальная системы координат (ИСК) \mathbf{I}_\oplus с началом в центре Земли; (ii) система координат \mathbf{B}_\oplus ($Oxyz$) с началом в полюсе O , которая совпадает со связанной с КРМ системой координат $O_r x_r y_r z_r$ (ССК); (iii) орбитальная система координат (ОСК) \mathbf{O} ($Ox^o y^o z^o$) с ортами $\mathbf{r}^o, \boldsymbol{\tau}^o$ и \mathbf{n}^o , которая имеет такие направления осей: ось Ox^o направлена по орту радиали \mathbf{r}^o , ось Oz^o – по нормали \mathbf{n}^o к плоскости орбиты, а ось Oy^o – по трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$ (см. рис 2), где представлена также система координат $O_t x_t y_t z_t$, связанная с ГСС (target). Используются обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $[\times \cdot]$, $(\cdot)^t$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов, а также $[\alpha]_i$ для матрицы поворота вокруг i -ой оси, $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$.

Столбец $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \mathbf{h}_g \mathbf{h} \equiv \mathbf{h}_g \boldsymbol{\Sigma} \mathbf{h}_p(\boldsymbol{\beta}_p)$ представляет вектор кинетического момента (КМ) СГК, где $|\mathbf{h}_p| = 1$, $p = 1 \div 4$, рис. 1. При цифровом управлении гиродинами

$\mathbf{u}_k^g(t) = \{\mathbf{u}_{pk}^g(t)\}$, $\mathbf{u}_{pk}^g(t) \equiv \mathbf{u}_{pk}^g \forall t \in [t_k, t_{k+1})$, $t_k = kT_u$ с периодом T_u , $k \in \mathbf{N}_0 \equiv [0, 1, 2, 3 \dots)$, вектор $\mathbf{M}^g = \{\mathbf{M}_i^g\}$ управляющего момента СГК формируется в виде

$$\mathbf{M}_k^g(t) = -\mathbf{h}_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)) \mathbf{u}_k^g(t); \quad \dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^g(t),$$

где $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ и матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$.

Схема состыкованных КРМ и ГСС показана на рис. 2, где все размеры указаны в метрах. Здесь для компактности отображения сложной конструкции не представлены панели солнечных батарей.

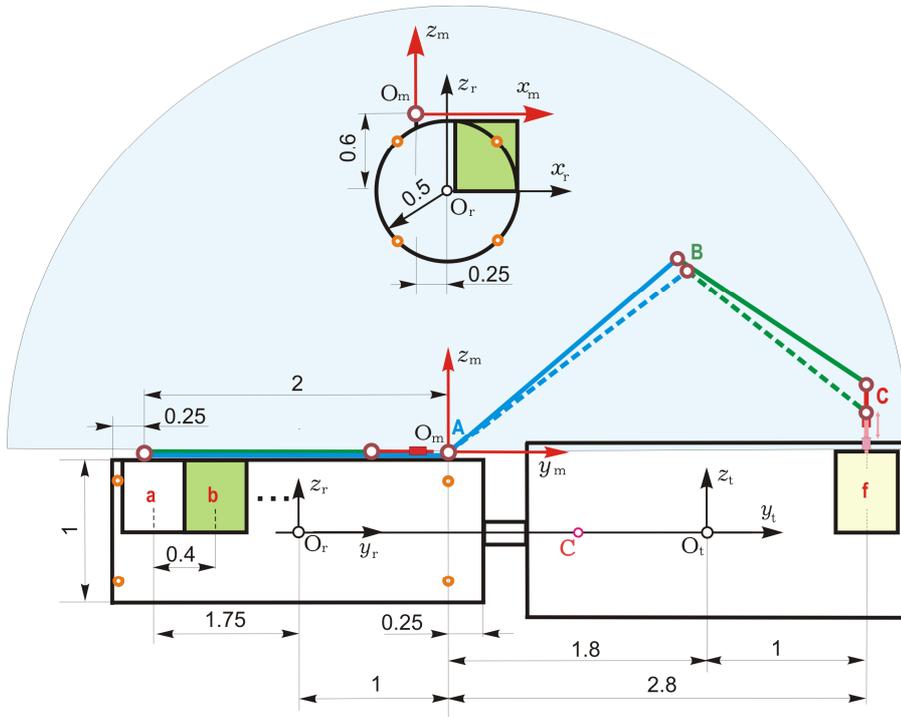


Рис. 2. Схема управления манипулятором в его рабочей зоне при смене топливных баков

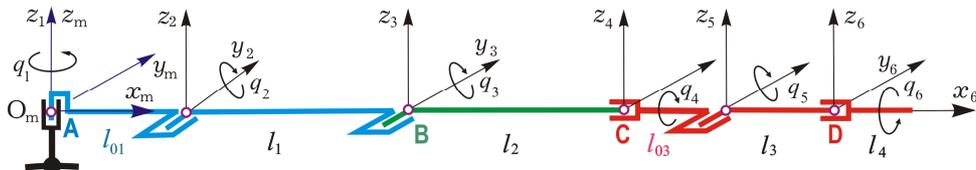


Рис. 3. Кинематическая схема манипулятора

На рис. 3 представлена кинематическая схема бортового манипулятора антропоморфной структуры с 4 звеньями ($i = 1, 2, \dots, 4 \equiv 1 \div 4$) и 6 степенями свободы, которым соответствуют координаты q_s , $s = 1 \div 6$. Здесь указаны концы звеньев манипулятора в точках **A**, **B** и **C**, а также точка **D** ключа замкового механизма. Последний шарнир обеспечивает вращение ключа открытия/закрытия замка вокруг продольной оси бака, а остальные – совмещение точки **C** с заданной точкой в рабочей зоне при произвольной ориентации последнего звена.

Ориентация ССК в ОСК **O** определяется углами рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 и тангажа ϕ_3 в последовательности 132, а также матрицей $C^0 = [\phi_2]_2 [\phi_3]_3 [\phi_1]_1$ координатного перехода от ОСК к ССК. Ориентация ССК в ИСК определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda = \{\lambda_i\}$.

Кинематические уравнения для вектора r_o расположения КРМ и кватерниона Λ имеют вид:

$$\dot{r}_o = r'_o + \omega \times r_o \equiv v_o; \quad \dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2, \quad (1)$$

где вектор ω представляет угловую скорость КРМ и применяется обозначение $(\cdot)'$ локальной производной.

При моделировании движения состыкованных КРМ и ГСС применяется векторная форма классических уравнений Эйлера–Лагранжа [4].

В ССК Ox_{yz} с полюсом **O** векторы p_i , $i = 1 \div 4$ определяют положения центров масс c_i звеньев мани-

пулятора с массами m_i и собственными тензорами инерции J_i^c , а векторы $p_r = 0$ и p_t – положения центров масс O_r и O_t робота (индекс r) и цели (индекс t) с массами и собственными тензорами инерции m_r, J_r^c и m_t, J_t^c соответственно. Положение центра масс **C** связки КРМ и ГСС (робот, манипулятор с 4 звеньями, цель, рис. 2) общей массы $m = m_r + \sum m_i + m_t$ определяется вектором $p_c = \{x_c, y_c, z_c\}$ и вектором статического момента $L \equiv m p_c = m_r p_r + \sum m_i p_i + m_t p_t$. Тензор инерции J механической системы в полюсе **O** вычисляется как $J \equiv \|J_{ij}\| = J_r^o + \sum J_i^o + J_t^o$, где при единичном тензоре инерции E применяются соотношения $J_r^o = J_r^c$; $J_i^o = J_i^c + m_i (E p_i^t p_i^t - p_i p_i^t)$; $J_t^o = J_t^c + m_t (E p_t^t p_t^t - p_t p_t^t)$.

При векторе v_o скорости полюса **O** поступательное движение связки КРМ с ГСС описывается векторным уравнением

$$m \dot{v}_o - L \times \dot{\omega} = \omega \times (L \times \omega) - \sum_i (m_i (2\omega \times p_i^t + p_i^t \omega)) + P^c + F^{gr}, \quad (2)$$

где $\dot{v}_o = v'_o + \omega \times v_o$; $p_i^t = \sum_s ((\partial p_i / \partial q_s) \dot{q}_s)$;

$$p_i^t = \sum_s ((\partial p_i / \partial q_s) \ddot{q}_s + \sum_k (\partial^2 p_i / \partial q_k \partial q_s) \dot{q}_k \dot{q}_s),$$

векторы P^c и F^{gr} представляют силы тяги ЭДУ, центрированной в полюсе **O**, и гравитации. При обозначении ω_i вектора угловой скорости i -го звена манипулятора производная этого вектора по времени имеет вид

$\dot{\omega}_i = \omega'_i + \omega \times \omega_i$. Поэтому вращательное движение связки твердых тел описывается векторным уравнением

$$\mathbf{L} \times \dot{\mathbf{v}}_0 + \mathbf{J}\dot{\omega} = -\mathbf{L} \times (\omega \times \mathbf{v}_0) - \omega \times (\mathbf{J}\omega + \mathbf{H}) - \mathbf{R} + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^{gr}, \quad (3)$$

где $\mathbf{R} = \sum_i (\mathbf{J}_i^0 \dot{\omega}_i + \omega \times \mathbf{J}_i^0 \omega_i + \omega_i \times \mathbf{J}_i^0 (\omega + \omega_i) + m_i \rho_i \times (\omega \times (\omega \times \rho_i) + 2\omega \times \rho'_i + \rho''_i))$,

векторы $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$ и $\mathbf{M}^e \equiv \mathbf{M}$ представляют управляющие моменты СГК и ЭДУ на основе 8 каталитических ЭРД, а вектор \mathbf{M}^{gr} – гравитационный момент. Векторные уравнения Эйлера (2), (3) дополняются стандартными уравнениями Лагранжа по степеням подвижности q_s манипулятора, где в правых частях наряду с обобщенными силами Q_s (моментами электромеханических приводов) имеются крутящие моменты [4], которые обусловлены движением связки КРМ с ГСС.

В статье решаются следующие задачи:

- (i) обоснование кинематической схемы, параметров манипулятора и его рабочей зоны;
- (ii) синтез законов наведения схвата манипулятора;
- (iii) оценка характеристик приводов манипулятора;
- (iv) компьютерный анализ динамики СУД.

III. ПАРАМЕТРЫ МАНИПУЛЯТОРА И ЕГО РАБОЧАЯ ЗОНА

Манипулятор закреплен на корпусе КРМ стойкой (master) в начале O_m его системы координат $O_m x_m y_m z_m$, положение O_m задано вектором $\mathbf{r}_m = \{-0.2, -1, -0.6\}$ м (см. рис. 2) с контейнерами \mathbf{a} , \mathbf{b} и центрами крышек в точках $\{0.55, -1.75, -0.1\}$ м и $\{0.55, -1.35, -0.1\}$ м.

Положение центра масс ГСС относительно полюса O определяется вектором $\rho_t = \{0, 2.8, 0\}$ м. Пустой (заменяемый) бак \mathbf{f} в системе координат ГСС $O_t x_t y_t z_t$ имеет координаты центра крышки $\{0, 1, 0\}$ м. Расстояние от контейнера \mathbf{a} КРМ до бака в контейнере \mathbf{f} ГСС составляет 5.6 м. Из простых геометрических расчетов следует, что для суммы длин первых двух звеньев манипулятора должно выполняться условие $l_1 + l_2 \geq 3.3$ м. Этим условиям удовлетворяет манипулятор с кинематической схемой на рис. 3 при длинах звеньев $l_1 = 2$ м, $l_2 = 1.5$ м, $l_3 = 0.5$ м и рабочей зоной в виде полусферы с радиусом 3 м, выделенной на рис. 2 голубым цветом, при следующих ограничениях на угловые координаты:

$$-\pi \leq q_1 \leq \pi, \quad 0 \leq q_2 \leq \pi; \quad -\pi \leq q_i \leq \pi, \quad i = 3 \div 6. \quad (4)$$

Созданная модель манипулятора включает аналитические решения прямой и обратной задач кинематики [5].

IV. ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ПРИВОДАМИ

Синтез законов наведения схвата манипулятора при переходах между его состояниями с заданными крайними условиями по каждой из координат q_s включает два аспекта: (i) расчет значений времени начала t_i (initial), завершения t_f (final) и длительности T_m каждого этапа и (ii) формирование зависимостей углов $q_s(t)$, скоро-

стей $\dot{q}_s(t)$ и ускорений $\ddot{q}_s(t)$ при ограничениях на углы (4), а также на модули скоростей и ускорений

$$|\dot{q}_s(t)| \leq \dot{q}^*, \quad |\ddot{q}_s(t)| \leq \ddot{q}^* \quad \forall t \in T_m \equiv [t_i, t_f] \quad (5)$$

при заданных параметрах \dot{q}^* и \ddot{q}^* . Здесь каждый этап перемещения бака включает участки разгона, движения с постоянной скоростью и торможения. При цифровом управлении электроприводами манипулятора применяются адаптивно-робастные алгоритмы с эталонной моделью наведения [6].

В алгоритме управления ориентацией КРМ применяются отфильтрованные значения векторов углового рассогласования и угловой скорости для вычисления вектора управляющего момента СГК, который далее распределяется между 4 гиродинами по аналитическим соотношениям [7] с формированием вектора цифрового управления ГД $\mathbf{u}_k^g(t) = \hat{\beta}(t)$ с фиксацией $\forall t \in [t_k, t_{k+1})$.

V. ОЦЕНКА МОМЕНТНЫХ СВОЙСТВ ПРИВодОВ

Для простейшей оценки моментных характеристик электромеханических приводов манипулятора вычисляются обобщенные силы – крутящие моменты на выходных валах его приводов, когда их нагрузка представлена только силами инерции при движении звеньев, а разнообразные моменты сил сопротивления такому движению не учитываются. Тогда вектор обобщенных сил $\mathbf{Q} = \{Q_s\}$ вычисляются как $\mathbf{Q} = \mathbf{A}(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{b}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$, где $\mathbf{A}(\mathbf{q})$ – симметричная матрица инерции и $\mathbf{b}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ – вектор центробежных и кориолисовых сил, приведенных к выходным валам приводов в шарнирах манипулятора.

VI. АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Анализ динамики СУД при смене топливных баков ЭДУ выполнен на основе методов и средств компьютерной имитации для следующих значений инерционных параметров механической системы твердых тел

$$m_r = 2800 \text{ кг}; \quad \mathbf{J}_r^c = 10^3 \text{ diag}\{5, 3, 4\} \text{ кгм}^2;$$

$$m_i = 3500 \text{ кг}; \quad \mathbf{J}_i^c = 10^3 \text{ diag}\{20, 18, 13\} \text{ кгм}^2,$$

когда массы первых трёх звеньев манипулятора равны 50, 35 и 15 кг; масса 4-го звена составляет 10 кг (с пустым баком) или 90 кг (с заполненным баком), а сцепка КРМ и ГСС со всеми топливными баками имеет массу $m = 6800$ кг. Было принято, что период управления СГК $T_u = 4$ с, каждый ГД имеет собственный КМ $h_g = 30$ Нмс, а приводы манипулятора имеют ограничения $\dot{q}^* = 0.025 \text{ с}^{-1}$ и $\ddot{q}^* = 0.0125 \text{ с}^{-2}$.

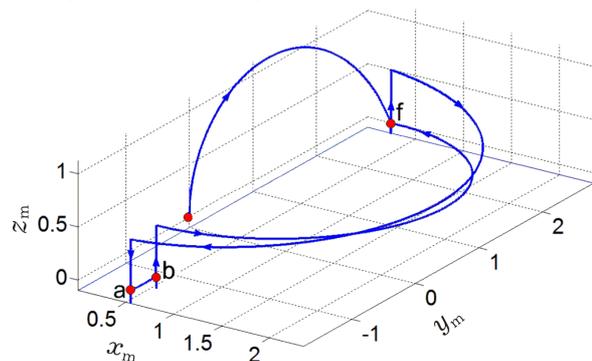


Рис. 4. Траектория схвата манипулятора при замене первого бака ЭДУ

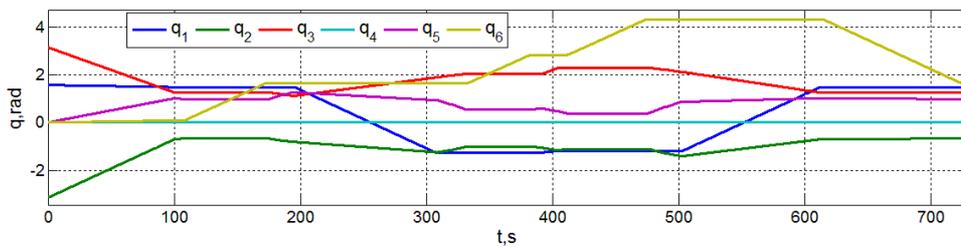


Рис. 5. Изменение угловых координат манипулятора при замене первого топливного бака

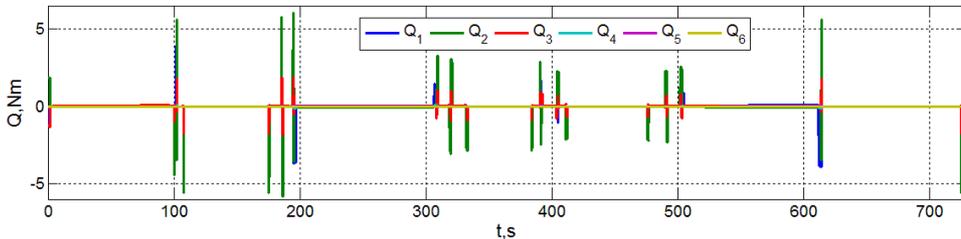


Рис. 6. Оценки потребных моментов на выходных валах приводов манипулятора при замене топливного бака

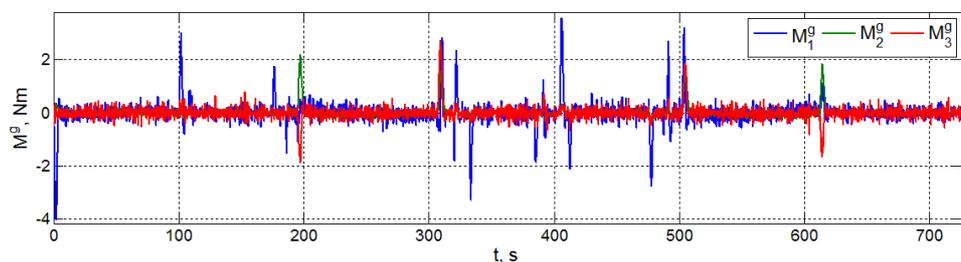


Рис. 7. Изменение вектора управляющего момента СГК при замене первого топливного бака

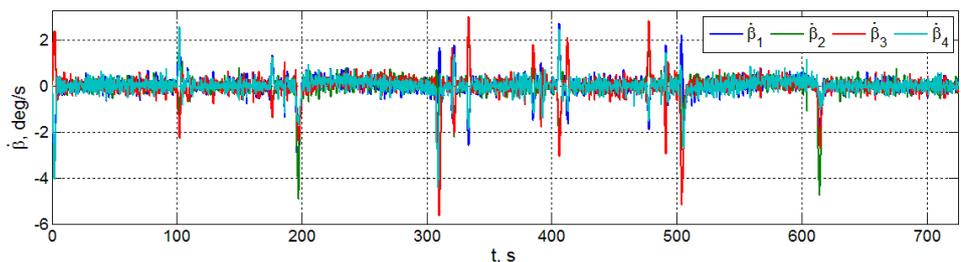


Рис. 8. Изменения угловых скоростей гироскопов при замене первого топливного бака

При смене баков манипулятор выполняет типовые действия, поэтому далее кратко приводятся результаты компьютерной имитации замены только первого топливного бака, когда (i) схват переводится из положения $\mathbf{r}_D = \{0,0,0\}$ сначала к контейнеру ГСС с пустым баком \mathbf{f} (рис. 4), который затем перемещается в пустой контейнер \mathbf{a} КРМ, и (ii) схват переходит к контейнеру \mathbf{b} КРМ и далее перемещает полный бак \mathbf{b} в контейнер \mathbf{f} ГСС.

На рис. 5 и 6 представлены изменения выходных координат приводов при замене топливного бака. Здесь потребные моменты не превышают 10 Нм, поэтому при передаточном отношении редукторов 1:400 можно применять электродвигатели с максимальными значениями момента 0.025 Нм и скорости 100 об/мин. Изменения вектора управляющего момента СГК и угловых скоростей гироскопов представлены на рис. 7 и 8.

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены методы управления космическим роботом-манипулятором при смене топливных баков электрореактивной двигательной установки геостационарного спутника связи. Установлены требования

к приводам манипулятора и представлены результаты компьютерной имитации динамических процессов при смене баков с одновременной стабилизацией связки робота и спутника в орбитальной системе координат.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Testoyedov, N., Rayevsky, V., Somov, Y., Titov, G., Yakimov, Y., Attitude and orbit control systems of Russian communication, navigation and geodesic satellites: History, present and future, IFAC-PapersOnLine. 2017, vol. 50, no. 1, pp. 6422–6427.
- [2] Somov, Ye., Butyrin, S., Somov, S., Somova, T., Nonlinear digital and pulse-width control at approaching a space robot with a geostationary satellite, Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2020, vol. 11, no. 4, pp. 993-1001.
- [3] Somov, Ye., Butyrin, S., Somov, S., Somova, T., Attitude and orbit control of a space robot at launching, rendezvous and checking the geostationary satellite state, Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2022, vol. 13, no. 1, pp. 11–24.
- [4] Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматгиз. 1961.
- [5] Фу К., Гонсалес Р., Ли К. Робототехника. М.: Мир, 1989.
- [6] Крутько П.Д. Управление исполнительными системами роботов. М.: Наука. 1991.
- [7] Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гироскопов кратных схем // Гироскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134–148.

Автономное наведение и управление геостационарным спутником связи при длительной консервации

Е.И. Сомов

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет;
отдел динамики и управления,
Самарский федеральный исследовательский центр
Российской академии наук
Самара, Россия
e_somov@mail.ru

С.А. Бутырин

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет;
отдел динамики и управления,
Самарский федеральный исследовательский центр
Российской академии наук
Самара, Россия
butyrinsa@mail.ru

С.Е. Сомов

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет;
отдел динамики и управления,
Самарский федеральный исследовательский центр
Российской академии наук
Самара, Россия
s_somov@mail.ru

Аннотация—Представляются методы автономного наведения и управления ориентацией геостационарного спутника связи при длительной консервации.

Ключевые слова—геостационарный спутник, автономное управление ориентацией, длительная консервация.

I. ВВЕДЕНИЕ

В перспективных геостационарных информационных платформах [1] предусмотрено их обслуживание с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ). Здесь имеются проекты двух типов: 1) создание КРМ для общего обслуживания геостационарных спутников связи (ГСС), рис. 1; 2) создание космического буксира, который сцепляется с ГСС и удерживает его на геостационарной орбите (ГСО) с помощью своей электрореактивной двигательной установки (ЭДУ). Уже появились практически результаты проектов второго типа как более простого: космический буксир MEV-1 (Mission Extension Vehicle) компании Northrop Grumman был реализован для продления срока службы ГСС, у которых закончилось топливо.

Очень важная проблема состоит в дозаправке топливом ЭДУ спутников связи на основе смены топливных баков [2], которые КРМ должен своевременно доставить в окрестность расположения ГСС. Однако из-за организационно-технических рисков выведение КРМ с топливными баками может задержаться на несколько месяцев, поэтому предусмотрен режим длительной консервации ГСС с длительностью не менее 1 года. Сущность консервации состоит в пассивном полете ГСС с обеспечением положительного баланса его системы электроснабжения и эпизодическим включением системы управления движением (СУД) для удержания ГСС в окрестности заданной точки его стояния на ГСО.

В СУД используются кластер 4 двигателей-маховиков (ДМ) по схеме *General Electric (GE)*, ЭДУ на основе как плазменных, так и 8 каталитических электрореактивных двигателей (ЭРД) [3] и электромеханический привод панелей солнечных батарей (СБ). Измерение координат ГСС реализуется бесплатформенной инерциальной навигационной системой с коррекцией сигналами от спутников GPS/ГЛОНАСС и звездных датчиков.



Рис. 1. Российский геостационарный спутник связи Express-AM5/AM6

В статье кратко представляются стратегия наведения и управления ГСС в режиме длительной консервации и результаты компьютерной имитации этого режима для ГСС с крупногабаритными панелями СБ (см. рис. 1).

II. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Применяются геоцентрическая инерциальная система координат (ИСК), связанная с ГСС система координат (ССК) $\mathbf{B}(Oxyz)$, орбитальная система координат (ОСК) $\mathbf{O}(Ox^o y^o z^o)$, где ось Ox^o направлена по радиали \mathbf{r}^o , ось Oz^o – по нормали \mathbf{n}^o к плоскости орбиты и ось Oy^o – по трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$, а также система координат панелей СБ (ПСК) $\mathbf{P}(O^p x^p y^p z^p)$. Орт \mathbf{s} направлен от Земли к Солнцу, а нормаль \mathbf{n}^p – к плоскости панелей СБ по оси $O^p x^p$ ПСК. Положение ГСС на ГСО определяется вектором $\mathbf{r}(t)$ и истинной аномалией $\nu(t)$, а положение панелей СБ в ССК – углом γ . Вектор угловой скорости орбитального движения ГСС $\boldsymbol{\omega}^o(t) = \dot{\nu}(t)\mathbf{n}^o$ (рис. 2).

Применяются обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$ для векторов со скалярным $\langle \cdot, \cdot \rangle$, векторным $(\cdot \times \cdot)$ и диадным $[\cdot \cdot]$ произведениями, $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$ для матриц и \circ , \sim для кватернионов, $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \text{etg}(\Phi/4)$ для вектора модифицированных параметров Родрига (МПР) с ортом Эйлера \mathbf{e} и углом Φ собственного поворота, а также $[\alpha]_i$ для матрицы поворота вокруг i -й оси, $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$.

Ориентация ГСС в ИСК определяется кватернионом $\boldsymbol{\Lambda} = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$, а в ОСК – углами рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 , тангажа ϕ_3 и матрицей $\mathbf{C}^o = [\phi_2]_2 [\phi_3]_3 [\phi_1]_1$ координатного перехода от ОСК к ССК.

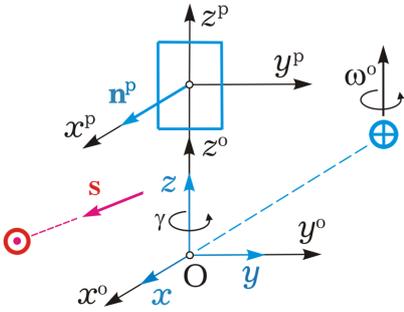


Рис. 2. Системы координат при работе ГСС в штатном режиме

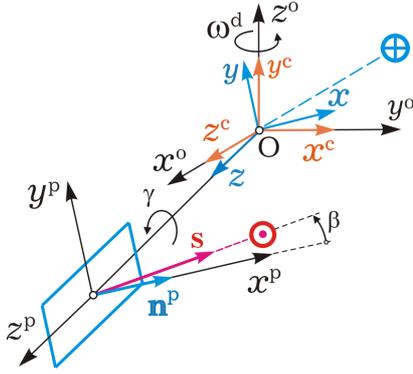


Рис. 3. Системы координат при работе ГСС в режиме консервации

ССК \mathbf{B} имеет орты \mathbf{b}_i , направленные по соответствующим осям. Вводится центральная связанная система координат (ЦССК) $\mathbf{B}^c(Ox^c y^c z^c)$ с ортами \mathbf{b}_i^c по главным центральным осям тензора инерции $\mathbf{J} = \|J_{ij}\|$ ГСС. В ЦССК этот тензор имеет диагональное представление $\mathbf{J}^c = \text{diag}(J_i^c)$, углы ϕ_i^c , $i = 1 \div 3$ в той же последовательности определяют ориентацию ЦССК в ОСК.

ГСС считается твердым телом, при стандартных обозначениях [3–5] модель его движения имеет вид:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= \mathbf{r}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \mathbf{v}; \quad \dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \\ m \dot{\mathbf{v}} &= \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d; \quad \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^r + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^d. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{v}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}$; $\mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$ с вектором кинетического момента (КМ) кластера ДМ $\mathbf{H} = \{H_i\} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$, матрица \mathbf{A}_γ составлена из ортов осей ДМ, столбец $\mathbf{h} = \{h_p\}$, $p = 1 \div 4$; вектор управляющего момента кластера $\mathbf{M}^r = \{M_i^r\} = -\mathbf{A}_\gamma \mathbf{h} = -\mathbf{A}_\gamma \mathbf{m}$, где $\mathbf{m} = \{m_p\}$; векторы $\mathbf{P}^e, \mathbf{M}^e$ и $\mathbf{F}^d, \mathbf{M}^d$ представляют управляющие воздействия ЭДУ и внешние возмущающие силы и моменты, а $(\cdot)'$ – символ локальной производной по времени.

При известных кватернионе $\boldsymbol{\Lambda}^d$, векторах угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^d$ и ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^d$ требуемого углового движения ГСС погрешность его ориентации определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^d \circ \boldsymbol{\Lambda}$, где $\mathbf{e} = \{e_i\}$, матрицей $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, векторами МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e} / (1 + e_0) = \mathbf{e}^e \text{tg}(\Phi^e / 4)$ и $\delta \boldsymbol{\phi} = \{\delta \phi_i\} = \{4\sigma_i^e\}$ угловой ошибки. Вектор погрешности по угловой скорости вычисляется по соотношению $\delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^d$.

В штатном режиме ГСС стабилизируется в ОСК, но особенность его стандартной конструкции представляется важным соотношением $J_y \equiv J_{22} > J_x \equiv J_{11} > J_z \equiv J_{33}$, что приводит к проблеме устойчивости (см. рис. 2). Эта особенность сохраняется также для главных центральных моментов инерции, а именно $J_y^c > J_x^c > J_z^c$.

При пассивном полете ГСС его угловое движение зависит в основном от моментов сил солнечного давления (ССД) и гравитационных моментов, обусловленных влиянием гравитационных полей Земли, Луны и Солнца.

Задача состоит в разработке стратегии автономного управления ГСС при длительной консервации и проверке этой стратегии методами компьютерной имитации.

III. СТРАТЕГИЯ КОНСЕРВАЦИИ

Разработанная стратегия консервации основана на следующих последовательно выполняемых действиях:

- при штатной ориентации ГСС в ОСК приведение панелей СБ в парковочное положение, когда угол $\gamma = 0$ (рис. 2);
- разворот корпуса ГСС в ОСК в положение, когда ось ЦССК с максимальным моментом инерции направлена по нормали \mathbf{n}^o , а ось с минимальным моментом инерции – по радиали \mathbf{r}^o (рис. 3). Такой разворот выполняется с помощью кластера ДМ и эталонной модели наведения для вектора МПР [4, 5];
- разгон вращения ГСС вокруг оси Oy^c , расположенной вблизи нормали \mathbf{n}^o , до заданной скорости $\boldsymbol{\omega}^d$ (см. рис. 3) с последующей ее стабилизацией с помощью кластера ДМ и сигналов эталонной модели наведения;
- торможение ДМ моментами естественных пассивных сил и стабилизация вращения корпуса ГСС с заданной скоростью с помощью ЭДУ на основе каталитических ЭРД при широтно-импульсной модуляции их тяги;
- выключение СУД и пассивный орбитальный полет ГСС, стабилизированного вращением [6], на временных интервалах длительностью до 3 месяцев, которые повторяются при кратковременном включении СУД для коррекции орбиты ГСС и возвращения его расположения в окрестность заданной точки стояния на ГСО.

IV. АВТОНОМНОЕ НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ

Будем считать, что при отсутствии внешних моментов ($\mathbf{M}^e = \mathbf{0}, \mathbf{M}^d = \mathbf{0}$) СУД спутника сбалансирована по вектору \mathbf{G} общего КМ, что соответствует тождеству $\mathbf{G} = \mathbf{G}^o = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$ и математической модели

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \frac{1}{4}(1 - \sigma^2) \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma} \times \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} \langle \boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega} \rangle \boldsymbol{\sigma}; \quad \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}^r = \boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}. \quad (2)$$

Применяется эталонная модель автономного наведения [4] с векторами МПР $\boldsymbol{\sigma}$, угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и ускорения \mathbf{u} , где векторы \mathbf{u} и $\boldsymbol{\omega}$ ограничены по модулю, т.е. $|\mathbf{u}(t)| \equiv u(t) \leq u^m$; $|\boldsymbol{\omega}(t)| \equiv \omega(t) \leq \omega^m$, $u^m > 0$ и $\omega^m > 0$.

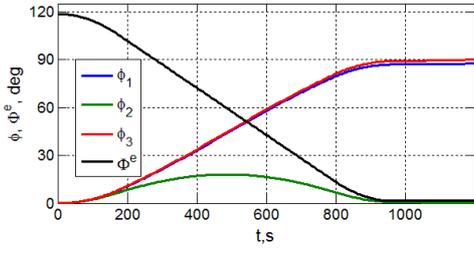


Рис. 4. Изменение углов ориентации ГСС при его развороте в ОСК

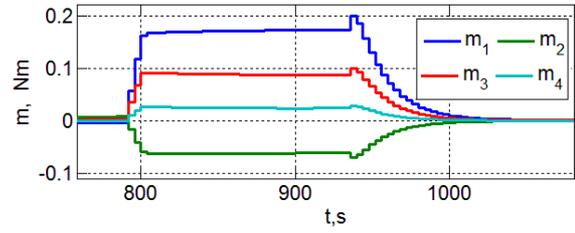


Рис. 5. Управляющие моменты ДМ при завершении разворота ГСС

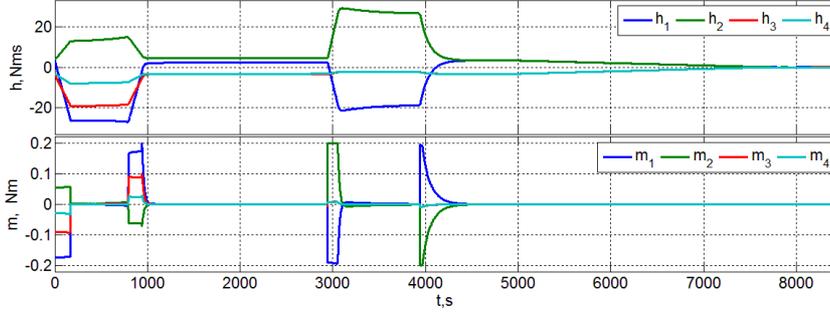


Рис. 6. Кинетические и управляющие моменты ДМ при развороте ГСС и разгоне его вращения вокруг орта \mathbf{b}_2^c

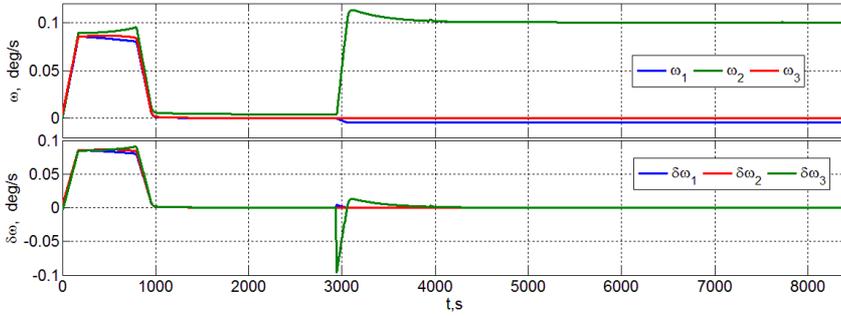


Рис. 7. Векторы угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и $\delta\boldsymbol{\omega}$ при развороте ГСС и разгоне его вращения вокруг орта \mathbf{b}_2^c

При диадном произведении $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}]$ трехмерных векторов \mathbf{a} и \mathbf{b} кинематическое уравнение в (2) и обратное ему имеют вид $\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}$ и $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma})\dot{\boldsymbol{\sigma}}$, где

$$\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}) = \left(\frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\mathbf{I}_3 + \frac{1}{2}([\boldsymbol{\sigma} \times] + [\boldsymbol{\sigma} \cdot \boldsymbol{\sigma}])\right)\boldsymbol{\omega};$$

$$\mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}) = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\sigma}) \equiv (8/(1 + \sigma^2)^2)\mathbf{B}^t(\boldsymbol{\sigma}).$$

Вторая производная вектора МПР получается дифференцированием в виде $\ddot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{v} \equiv \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\mathbf{u}$ с функцией $\mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}) = ([(\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}) \times] + [\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}])\boldsymbol{\omega}/2$. Согласно методу линеаризующей обратной связи [5] сначала для линейной системы $\ddot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{v}$ синтезируется закон управления $\mathbf{v} = -(k_\sigma \boldsymbol{\sigma} + k_\omega \dot{\boldsymbol{\sigma}})$, который затем представляется в дискретном виде:

$$\mathbf{v}_k \equiv \{\mathbf{v}_k\} = -(k_\sigma^d \boldsymbol{\sigma}_k + k_\omega^d \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}_k)\boldsymbol{\omega}_k).$$

Здесь при заданном времени регулирования T_r и $\forall \xi > 0$ коэффициенты k_σ^d и k_ω^d вычисляются по явным соотношениям:

$$\omega_* = 3/(\xi T_r); \alpha = \xi \omega_*, \beta = \omega_*(1 - \xi^2)^{1/2};$$

$$a_1 = -2 \exp(-\alpha T_u) \cos(\beta T_u), a_2 = \exp(-2\alpha T_u);$$

$$k_\sigma^d = (1 + a_1 + a_2)/T_u^2, k_\omega^d = (3 + a_1 - a_2)/(2T_u).$$

Явный закон управления $\tilde{\mathbf{u}}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma})(\mathbf{v} - \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}))$ представляется в дискретном виде:

$$\tilde{\mathbf{u}}_k(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k) = -(\mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}_k)(k_\sigma^d \boldsymbol{\sigma}_k + \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k)) + k_\omega^d \boldsymbol{\omega}_k). \quad (3)$$

При окончательном формировании вектора цифрового управления $\mathbf{u}_k(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k) \equiv \{u_{ik}\}$ в моменты времени t_k с периодом T_u учитываются ограничения на модули векторов \mathbf{u} и $\boldsymbol{\omega}$ по следующему простому алгоритму А:

1) по значению цифрового управления $\tilde{\mathbf{u}}_k$ (3) в момент времени t_k вычисляется прогнозное значение вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_k^q = \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{u}}_k T_u$, достигаемое в конце интервала времени длительностью T_u , и если $|\boldsymbol{\omega}_k^q| > \omega^m$, то принимается $\tilde{\mathbf{u}}_k = ((\omega^m \boldsymbol{\omega}_k^q / \omega_k^q) - \boldsymbol{\omega}_k) / T_u$; 2) далее, если $|\tilde{\mathbf{u}}_k| \equiv |\tilde{u}_k| > u^m$, то $\mathbf{u}_k = u^m \tilde{\mathbf{u}}_k / \tilde{u}_k$, иначе $\mathbf{u}_k = \tilde{\mathbf{u}}_k$.

Дискретные алгоритмы автономного наведения и управления ориентацией ГСС основаны на аналитических соотношениях, связывающих требуемые координаты спутника с измеренными координатами его углового перемещения. Такие разработанные авторами соотношения подробно представлены в статьях [4] и [5].

V. РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОЙ ИМИТАЦИИ

Исследовались динамические процессы при консервации ГСС с массой 3500 кг и тензором инерции $\mathbf{J} \equiv \|J_{ij}\|$ в стандартной размерности. В ЦССК этот тензор имеет представление $\mathbf{J}^c = \text{diag}(J_1^c, J_2^c, J_3^c)$, а именно

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 15800 & -200 & -20 \\ -200 & 21000 & 0 \\ -20 & 0 & 6100 \end{bmatrix}; \mathbf{J}^c = \text{diag}(16099, 20808, 5991).$$

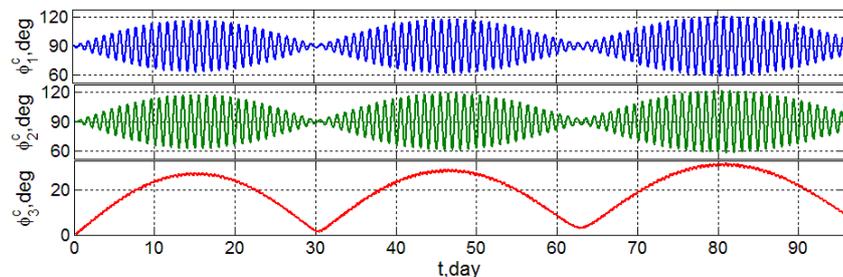


Рис. 8. Изменение углов ориентации орта \mathbf{b}_2^c относительно осей орбитальной системы координат

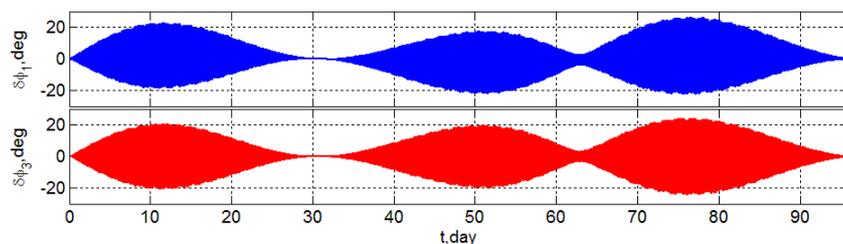


Рис. 9. Угловые отклонения ГСС от заданного положения в ОСК по поперечным осям

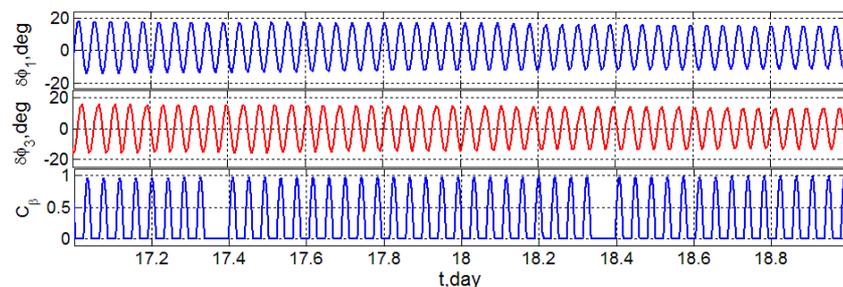


Рис. 10. Изменение ориентации ГСС по поперечным осям и значений $\cos \beta$ в течение 2 суток

На рис. 6 и 7 приведены некоторые результаты имитации работы СУД при подготовке ГСС к пассивному полету с длительностью до 3 месяцев. Здесь выполняются следующие этапы:

- $\forall t \in [940, 2944]$ с – угловая стабилизация ГСС в устойчивом положении, бортовая оценка моментов ССД;
- $\forall t \in [2944, 3944]$ с – разгон вращения ГСС кластером ДМ до заданной скорости $\omega^d = 0.1$ град/с и последующая ее стабилизация;
- $\forall t \in [3944, 4944]$ с – разгрузка КМ кластера ДМ с помощью ЭДУ на основе 8 каталитических ЭРД;
- $\forall t \in [4944, 8444]$ с – стабилизация заданной скорости вращения ГСС с помощью ЭДУ с каталитическими ЭРД, остановка вращения всех 4 ДМ при

Расчет моментов ССД выполнялся по известным аналитическим соотношениям с учетом различий в значениях коэффициентов отражения и поглощения светового потока для основной и тыльной сторон панелей СБ.

На рис. 4 приведены изменения углов рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 , тангажа ϕ_3 и угла Φ^c при развороте ГСС в его устойчивое положение на интервале времени $t \in [0, 940]$ с, а рис. 7 представляет цифровые управляющие моменты ДМ при завершении такого разворота.

их торможении моментами трения; выключение СУД при $t = 8444$ с.

Исследована динамика консервации ГСС на всех сезонных участках его пассивного полета длительностью 96 суток, а именно по ± 48 суток относительно центров этих участков в особые даты – весеннего и осеннего равноденствия, летнего и зимнего солнцестояния.

На рис. 8 и 9 приведены результаты имитации пассивного движения ГСС на участке *Весна* длительностью 96 суток.

На рис. 10 представлены компоненты вектора $\delta\phi$ углового отклонения по поперечным осям от заданного положения в ОСК в течение 2 суток. Здесь также имеется информация об изменении $\cos \beta$, который определяет эффективность бортовой системы электроснабжения геостационарного спутника.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана стратегия автономного управления ориентацией геостационарного спутника связи при его длительной консервации с эпизодическим включением системы управления. Новизна стратегии основана на пассивном вращении спутника вокруг главной центральной оси его тензора инерции. Представлены результаты имитации режима длительной консервации спутника с крупногабаритными панелями солнечных батарей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Testoyedov, N., Rayevsky, V., Somov, Ye., Titov, G., Yakimov, Ye., Attitude and orbit control systems of Russian communication, navigation and geodesic satellites: History, present and future, IFAC PapersOnLine. 2017. Vol. 50, no. 1, pp. 6422–6427.
- [2] Бутырин С.А., Сомов Е.И., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Управление роботом-манипулятором при смене топливных баков двигательной установки геостационарного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Том 24. № 1. С. 96–104.
- [3] Somov, Ye., Butyrin, S., Somov, S., Somova, T., Nonlinear digital and pulse-width control at approaching a space robot with a geostationary satellite, Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2020. Vol. 11, no. 4, pp. 993–1001.
- [4] Somov, Ye., Butyrin, S., Somov, S., Dynamics of an autonomous spacecraft control system initial transition to a tracking mode. Cybernetics and Physics. 2021. Vol. 10, no. 3, pp. 185–190.
- [5] Somov, Ye., Butyrin, S., Somova, T., Somov, S., Health checking autonomous attitude control system of Earth-observing miniature satellite in initial orientation modes, IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. 2021. Vol. 2, no. 2, pp. 51–58.
- [6] Артюхин Ю.П., Каргу Л.И., Симаев В.Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука. 1979.

Разработка алгоритма наведения роя беспилотных летательных аппаратов

А.М. Попов, Д.Г. Кострыгин, П.В. Крашанин, А.А. Шевчик
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация
popov_am@voenmeh.ru

Аннотация—Рассматривается задача разработки алгоритма группового наведения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), обеспечивающего одновременное наведение на цель. На первом этапе используется децентрализованное мультиагентное управление с применением алгоритма консенсуса. Целью первого этапа является достижение равных измеряемых параметров, заданных относительной дальностью до цели и углом между вектором скорости БПЛА и линией визирования цели. На втором этапе каждый БПЛА наводится на цель независимо с помощью модифицированного алгоритма пропорционального трехмерного наведения.

Ключевые слова—3D алгоритм наведения, беспилотные летательные аппараты, рой БПЛА, двухэтапный алгоритм наведения, алгоритм консенсуса, информационный граф с переключаемой топологией.

I. ВВЕДЕНИЕ

Развитие БПЛА различных конструкций, а также значительное количество исследований в области мультиагентного управления позволяют увеличить вероятность перехвата цели одновременным использованием нескольких БПЛА. В подобной задаче важной оказывается необходимость точной оценки времени достижения цели, поскольку требуется не только перехватить цель, но и сделать это одновременно. В последние годы множество научных работ были посвящены этому вопросу. В работах [1], [2] предлагается использовать двухэтапный алгоритм, в котором целью управления на первом этапе является выравнивание времени достижения цели каждого аппарата с другими БПЛА, входящими в группу. Это достигается использованием алгоритмов консенсуса [3]. Когда такое выравнивание будет выполнено, то далее БПЛА уже независимо наводятся на цель, используя традиционные методы наведения [4]. Другим вариантом организации синхронного наведения БПЛА является метод согласования их дальности до цели и угла между линией визирования и вектором скорости БПЛА [5], [6]. Здесь также применяется двухэтапный алгоритм – выравнивание по начальным условиям и автономное наведение на втором этапе. Цель

Работа выполнена в организации БГТУ «ВОЕНМЕХ» при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (доп. соглашение от 09.06.2020 № 075-03-2020-045/2 на выполнение базовой части государственного задания «Разработка фундаментальных основ создания и управления группировками высокоскоростных беспилотных аппаратов космического и воздушного базирования и группами робототехнических комплексов наземного базирования»).

настоящей работы – разработка двухэтапного алгоритма группового наведения БПЛА, обеспечивающего одновременный перехват цели. На первом этапе используется протокол консенсуса для согласования начальных условий для второго этапа наведения. На втором этапе используется трехмерный алгоритм пропорционального наведения [7]. Работоспособность полученных алгоритмов была подтверждена компьютерным моделированием различных сценариев.

II. ОСНОВНАЯ ИНФОРМАЦИЯ ОБ АЛГОРИТМЕ КОНСЕНСУСА

Граф \mathcal{G} можно представить как некую пару $(\mathcal{V}, \mathcal{E})$, где $\mathcal{V} = 1, \dots, n$ – множество узлов графа, а $\mathcal{E} \in \mathcal{V} \times \mathcal{V}$ – набор его ребер. Причем каждое ребро показывает, как между собой связана пара различных узлов. Например, ребро (i, j) может показывать способность узла j получать информацию от узла i . Граф называют неориентированным, если каждому $(i, j) \in \mathcal{E}$ соответствует $(j, i) \in \mathcal{E}$. Путь от узла i_1 до узла i_l – это упорядоченная последовательность ребер (i_k, i_{k+1}) , $k = 1, \dots, l - 1$. Неориентированный граф – связный, если для любого $i \in \mathcal{V}$, существуют пути до всех прочих вершин.

Пусть граф \mathcal{G} содержит n узлов. Матрица смежности $\mathcal{A} = [a_{ij}] \in \mathbb{R}^{n \times n}$ определяется как: $a_{ii} = 0, a_{ij} = 1$, если $(j, i) \in \mathcal{E}$, иначе $a_{ij} = 0$. Матрица Лапласа $\mathcal{L} = [l_{ij}] \in \mathbb{R}^{n \times n}$ формируется следующим образом: $l_{ii} = \sum_{j=1}^n a_{ij}$ и $l_{ij} = -a_{ij}, i \neq j$.

Пусть коммуникационный граф \mathcal{G} является неориентированным и связным. Предположим, что $\xi_i \in \mathbb{R}$ и $\zeta_i \in \mathbb{R}$ содержат информацию о состоянии i агента. Для информационных состояний с динамикой второго порядка следующий фундаментальный алгоритм консенсуса был предложен Реном и Аткинсом в [8]:

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_i &= \zeta_i \\ \dot{\zeta}_i &= u_i \end{aligned} \quad (1)$$

где $u_i \in \mathbb{R}$ имеет следующий вид

$$u_i = - \sum_{j=1}^n a_{ij} (\gamma_0 (\xi_i - \xi_j) + \gamma_1 (\zeta_i - \zeta_j)), \quad (2)$$

где $\gamma_0 > 0, \gamma_1 > 0$ коэффициенты усиления.

Для (1) и (2) предполагается, что консенсус достигается асимптотически среди всех агентов, если для любых $\xi_i(0)$

и $\zeta_i(0)$ верно, что $\|\xi_i(t) - \xi_j(t)\| \rightarrow 0$ и $\|\zeta_i(t) - \zeta_j(t)\| \rightarrow 0$, для всех $i \neq j$ при $t \rightarrow \infty$. В случае, когда ξ_i и ζ_i представляют положение и скорость движущегося агента, выражение (2) определяет его ускорение. Для неориентированного графа \mathcal{G} необходимым условием является содержание остовного дерева графа.

A. Информационный граф с переключаемой топологией

Рассмотрим бесконечную последовательность непустых, ограниченных и непрерывных временных интервалов $[t_k, t_{k+1})$, $k = 0, 1, \dots$, при $t_0 = 0$ и $t_{k+1} - t_k \leq \tau$ для некоторой постоянной $\tau > 0$. Предположим ([9], [10]), что в каждом интервале $[t_k, t_{k+1})$ существует последовательность непересекающихся подынтервалов $[t_k^0, t_k^1), \dots, [t_k^m, t_k^{m+1}), \dots, [t_k^{m_k-1}, t_k^{m_k})$ с $t_k^0 = t_k$ и $t_k^{m_k} = t_{k+1}$, удовлетворяющих $t_k^{m+1} - t_k^m > \tau_s > 0$, $0 \leq m \leq m_k - 1$. Предполагается, что в каждом подынтервале $[t_k^m, t_k^{m+1})$ граф связи $\mathcal{G}_{s(t)}$ фиксирован и обозначается \mathcal{G}_{k_m} . Полагаем, что в течение каждого подынтервала $[t_k, t_{k+1})$, некоторые или все \mathcal{G}_{k_m} , $m = 0, 1, \dots, m_k$ могут быть несвязными, однако необходимо, чтобы объединенный граф $\cup_{m=0}^{m_k} \mathcal{G}_{k_m}$ был связным и содержал направленное остовное дерево на каждом интервале $[t_k, t_{k+1})$. При этом алгоритм (2) позволяет добиться консенсуса для системы (1) с информационным графом с переключаемой топологией.

III. АЛГОРИТМ НАВЕДЕНИЯ ОДИНОЧНОГО БПЛА

Для математического описания задачи наведения БПЛА в настоящей работе используется кинематическая модель 5-го порядка [7]:

$$\begin{aligned} \dot{R} &= -V \cos \theta_M \cos \phi_M, \\ \dot{\lambda}_y &= \frac{V}{R} \sin \theta_M, \\ \dot{\lambda}_z &= -\frac{V}{R} \cos \theta_M \sin \phi_M, \\ \dot{\theta}_M &= \frac{a_z}{V} + \frac{V}{R} \cos \theta_M \sin^2 \phi_M \tan \theta_L + \frac{V}{R} \sin \theta_M \cos \phi_M, \\ \dot{\phi}_M &= \frac{a_y}{V \cos \theta_M} - \frac{V}{R} \sin \theta_M \sin \phi_M \cos \phi_M \tan \theta_L + \dots \\ &\quad \dots + \frac{V}{R \cos \theta_M} \sin^2 \theta_M \sin \phi_M + \frac{V}{R} \cos \theta_M \sin \phi_M, \end{aligned} \quad (3)$$

где V – вектор скорости БПЛА, R – расстояние от БПЛА до цели вдоль линии визирования, θ_L и ϕ_L – углы наклона линии визирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях соответственно, σ – угол между вектором скорости БПЛА и линией визирования, θ_M и ϕ_M – углы отклонения вектора скорости цели от линии визирования в двух перпендикулярных плоскостях, $\dot{\lambda}_y$, $\dot{\lambda}_z$ – компоненты скорости вращения линии визирования; a_y , a_z – ускорения БПЛА, являющиеся сигналами управления. На рис. 1 показаны системы координат.

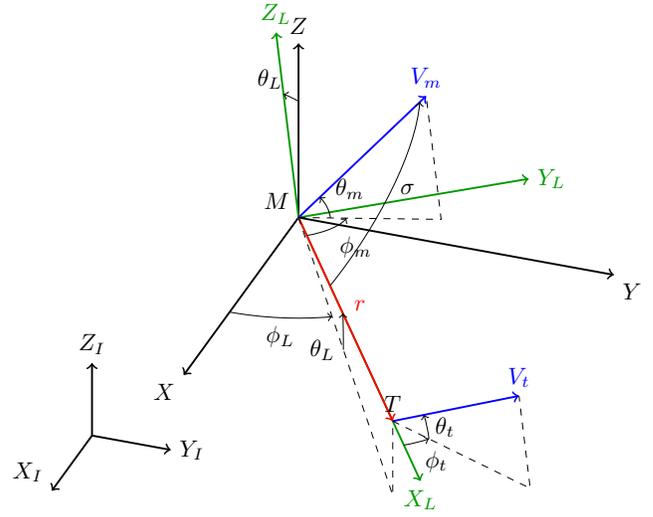


Рис. 1. Системы координат алгоритма наведения

В работе [7] были предложены следующие алгоритмы наведения:

$$\begin{aligned} a_y &= -NV \dot{\lambda}_y \sin \theta_M \sin \phi_M + NV \dot{\lambda}_z \cos \theta_M, \\ a_z &= -NV \dot{\lambda}_y \cos \phi_M, \end{aligned} \quad (4)$$

базовый алгоритм наведения в 3D и модифицированный алгоритм:

$$\begin{aligned} a_y &= -\left(1 + \frac{N_M}{\cos \theta_M \cos \phi_M}\right) V \dot{\lambda}_y \sin \theta_M \sin \phi_M + \dots \\ &\quad \dots + \left(1 + \frac{N_M}{\cos \theta_M \cos \phi_M}\right) V \dot{\lambda}_z \cos \theta_M, \\ a_z &= -\left(1 + \frac{N_M}{\cos \theta_M \cos \phi_M}\right) V \dot{\lambda}_y \cos \phi_M, \end{aligned} \quad (5)$$

где N и N_M навигационные постоянные. Заметим, что модифицированный закон наведения не требует измерения дополнительных сигналов. Анализируя (5), можно заметить, что по сравнению с (4), при приближении значений углов θ_M , ϕ_M к 90 градусам должны возрасти значения управляющих ускорений, а при приближении этих углов к нулю модифицированный закон приближается к классическому методу пропорционального наведения. Эта особенность должна обеспечивать более быстрый разворот БПЛА на цель, что способствует меньшему времени перехвата цели и поддержанию заданного направления движения при возникающих отклонениях из-за внешних условий и манёвров цели.

IV. АЛГОРИТМ НАВЕДЕНИЯ ГРУППЫ БПЛА

Применение алгоритмов (4)-(5) для группы БПЛА не позволит получить одновременное наведение на цель, поскольку в общем случае у них будут разные начальные условия по дальности, направлению полета и высоте. Для решения подобной задачи одновременного наведения, в работе [5] предложен двухэтапный алгоритм. На первом этапе достигается выравнивание начальных условий для

каждого аппарата из группы. Для этого используется алгоритм консенсуса (1)-(2). На втором этапе используются автономные алгоритмы наведения для каждого БПЛА. За счет выравнивания начальных условий на первом этапе, второй этап позволит получить близкие результаты по времени наведения аппаратов группы на цель. В [5] предполагается, что цели стационарные.

А. Первый этап группового наведения БПЛА

Используя алгоритм консенсуса можно организовать координированное движение группы БПЛА и регулировать параметры полета каждого аппарата. Однако данный алгоритм разработан только для линейных объектов управления вида (1), а для нелинейных обоснован только для частных случаев, поэтому требуется преобразовать исходную нелинейную систему (3). Предлагается заменить исходную модель эквивалентной линейной на основе метода линеаризации обратной связью [11]. В качестве переменных, по которым будет выполняться синхронизация, выберем дальность R и угол между вектором скорости БПЛА и линией визирования цели, который определяется следующим образом:

$$\sigma = \arccos(\cos \theta_M \cos \phi_M), \quad (6)$$

Введем две вспомогательных переменных:

$$\eta_i = \frac{R_i}{V}, \quad \mu_i = -\cos \sigma_i, \quad (7)$$

где $i = 1, 2, \dots, n$ номер БПЛА в группе, а n - количество аппаратов. Продифференцируем переменные (7) с учетом (3) и (6) :

$$\begin{aligned} \dot{\eta}_i &= -\cos \theta_{M,i} \cos \phi_{M,i} = -\cos \sigma_i, \\ \dot{\mu}_i &= \frac{a_z}{V} \sin \theta_M \cos \phi_M + \frac{a_y}{V} \sin \phi_M + \dots \\ &\dots + \frac{V}{R} (\sin^2 \theta_M + \cos^2 \theta_M \sin^2 \phi_M), \end{aligned} \quad (8)$$

Введем виртуальное управление

$$\begin{aligned} u_i &= \frac{a_z}{V} \sin \theta_M \cos \phi_M + \frac{a_y}{V} \sin \phi_M + \dots \\ &\dots + \frac{V}{R} (\sin^2 \theta_M + \cos^2 \theta_M \sin^2 \phi_M), \end{aligned} \quad (9)$$

Тогда с учетом (6)-(9) получаем линейную систему:

$$\begin{aligned} \dot{\eta}_i &= \mu_i, \\ \dot{\mu}_i &= u_i, \end{aligned} \quad (10)$$

Полученная система уравнений (10) является линейной, поэтому для достижения консенсуса по переменным η_i и μ_i можно использовать алгоритм (2) с небольшой модификацией:

$$u_i = -\sum_{j=1}^n a_{ij} (\gamma_0 (\eta_i - \eta_j) + \gamma_1 (\mu_i - \mu_j)) + \gamma_2 (\mu_i - \mu_d), \quad (11)$$

где $\gamma_2 > 0$, а параметр $\mu_d \in (-1, 0)$. Как и в системе (1)-(2), управление (11) позволит добиться для системы (10) выполнения следующих целей:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\eta_i - \eta_j| = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} |\mu_i - \mu_d| = 0. \quad (12)$$

Реальные управляющие сигналы, при известных значениях u_i , могут быть получены из (9) в виде следующих выражений:

$$\begin{aligned} a_{y,i} &= \frac{u_i V k}{\sin \phi_{M,i}} - \frac{V^2}{R_i} \sin \phi_{M,i}, \\ a_{z,i} &= \frac{u_i V (1-k)}{\sin \theta_{M,i} \cos \phi_{M,i}} - \frac{V^2}{R_i} \sin \theta_{M,i} \cos \phi_{M,i}, \end{aligned} \quad (13)$$

где параметр $k \in (0, 1)$.

В. Второй этап группового наведения БПЛА

Второй этап наведения начинается когда в результате применения алгоритмов управления (11) и (13) будут достигнуты заданные параметры выравнивания начальных значений положения всех БПЛА относительно цели:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\eta_i - \eta_j| \leq \varepsilon_1, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} |\mu_i - \mu_j| \leq \varepsilon_2, \quad (14)$$

где $\varepsilon_1 > 0, \varepsilon_2 > 0$ задают требуемую точность. После достижения требуемой точности происходит переключение алгоритмов и далее наведение осуществляется каждым БПЛА независимо. В отличие от работ [5], [6], где использовался алгоритм (4), в настоящей работе предложено использовать модифицированный алгоритм наведения (5). Результаты моделирования показали, что данный алгоритм позволяет получить более точные результаты наведения, а также может использоваться не только для стационарных целей, но и для движущихся, но не маневрирующих.

V. МОДЕЛИРОВАНИЕ

Полученные алгоритмы управления были промоделированы в системе Matlab/Simulink для различных вариантов задания начальных условий.

А. Исходные данные

Далее представлены результаты моделирования для следующих условий: число БПЛА в рое 10, скорости движения 300 м/с, скорость цели 20 м/с (цель не маневрирует), дистанции до цели в диапазоне 15-17 км, предельные ускорения БПЛА 50 м/с². Задавались задержки в моментах начала наведения части БПЛА. Для трех БПЛА была задержка в 2 с, для трех 1 с, а остальные без задержки. Граф информационного обмена данными между БПЛА в группе задавался следующим образом: на каждом интервале в 0.2 с между собой обмениваются информацией 5 пар БПЛА, на следующем интервале 0.2 с пары меняются таким образом, что по истечению интервала две секунды каждый аппарат был связан со всеми остальными аппаратами (как пример - система туров в круговом спортивном турнире). На рис. 2 (а) показан один из графов связей на интервале 0.2 с и объединение всех таких графов (б). Очевидно,

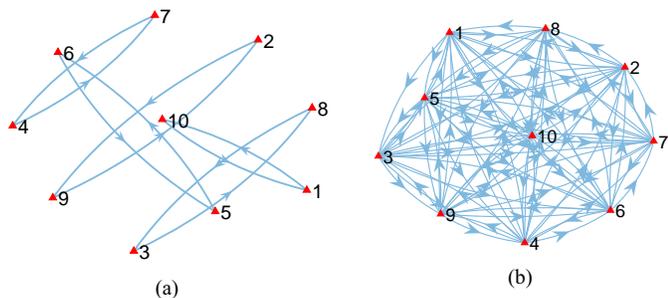


Рис. 2. Примеры информационных графов для группы из 10 БПЛА: один из 9 графов для подынтервалов взаимодействия (a) и полный граф полученный объединением графов всех подынтервалов (b)

что для объединенного графа выполняются все условия описанные в секции 2. Подобная структура снижает объем информационного обмена в группе, а также позволяет сохранить работоспособность группы в случае выхода из строя одного или нескольких БПЛА.

Динамика автопилота и динамика БПЛА, одинаковые для каждого аппарата группы, задавались в виде:

$$W_c(p) = \frac{k_c}{T_c p + 1}, \quad W_a(p) = \frac{k_a}{T_a^2 p^2 + 2\xi_a T_a p + 1}, \quad (15)$$

где $T_c = 0.3$ с и $T_a = 0.1$ с – постоянные времени, $k_c = 1, k_a = 1, \xi_a = 0.8$ – коэффициент демпфирования.

В. Параметры алгоритмов

Для алгоритма первого этапа наведения задавались следующие параметры: $\gamma_0 = 0.5, \gamma_1 = 1, \gamma_2 = 0.5, \mu_d = -0.5, k = 0.5$. Переключение на алгоритм второго этапа задавалось параметрами $\varepsilon_1 = 0.2, \varepsilon_2 = 0.2$. На втором этапе наведения задается только навигационная постоянная $N_M = 4$ для алгоритма (5).

С. Результаты моделирования

Полученные результаты представлены на рис. 3 и рис. 4. Время достижения цели 69.05 с, переключение на алгоритм второго этапа произошло на 17.04 с, интервал времени, в течение которого все БПЛА последовательно достигли цели 0.07 с.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Получены алгоритмы управления, позволяющие реализовать одновременное наведение группы БПЛА на цель с помощью двухэтапного алгоритма. Результаты моделирования показали хорошую работоспособность выбранного подхода и алгоритмов управления.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Jeon In-Soo, Lee Jin-Ik, Tahk Min-Jea, Homing Guidance Law for Cooperative Attack of Multiple Missiles, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 33, pp. 275-280, 2010, doi:10.2514/1.40136.
 [2] Kumar S.R., Mukherjee D., Cooperative Salvo Guidance Using Finite-Time Consensus Over Directed Cycles, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 56, no. 2, pp. 1504-1514, April 2020, doi: 10.1109/TAES.2019.2934675.

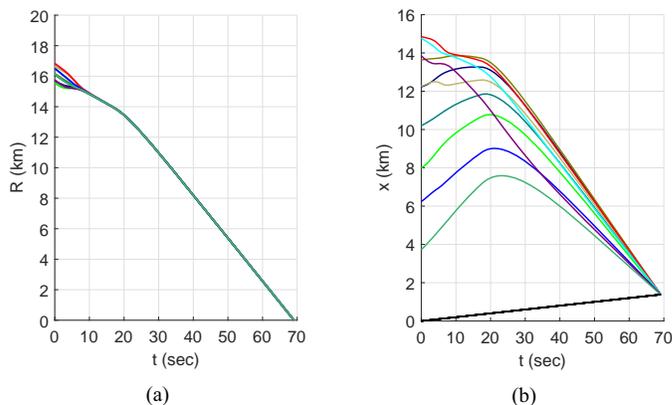


Рис. 3. Результаты моделирования для 10 БПЛА: графики изменения дистанции $R(t)$ (a) и траектории по оси X (b). Черная линия - траектория движения цели

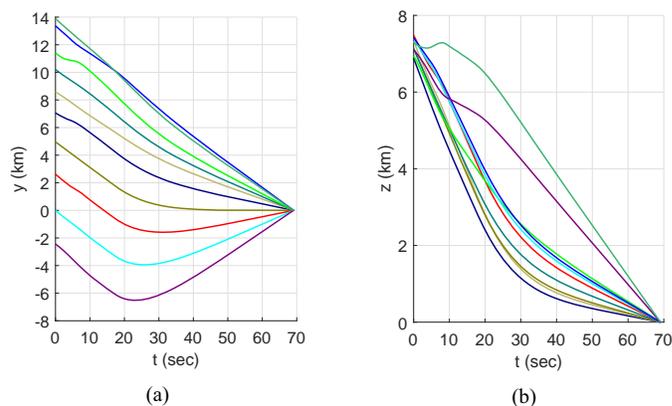


Рис. 4. Результаты моделирования для 10 БПЛА: траектории по оси Y (a) и траектории по оси Z (b)

[3] Ren W., Beard R.W., *Distributed Consensus in Multi-Vehicle Cooperative Control*, Springer, London, UK, 2008, doi:10.1007/978-1-84800-015-5.
 [4] Zarchan P., *Tactical and strategic missile guidance*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, doi: 10.2514/4.868948.
 [5] He S., Wang W., Lin D., Lei H., Consensus-Based Two-Stage Salvo Attack Guidance, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 54, no. 3, pp. 1555-1566, June 2018, doi: 10.1109/TAES.2017.2773272.
 [6] Ai X., Wang L., Shen Y., Co-operative 3D salvo attack of multiple missiles under switching topologies subject to time-varying communication delays, *The Aeronautical Journal*, 123(1262), 464-483, 2019. doi:10.1017/aer.2019.7
 [7] Song Seong-Ho, Ha In-Joong, A Lyapunov-like approach to performance analysis of 3-dimensional pure PNG laws, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 30, no. 1, pp. 238-248, Jan. 1994, doi: 10.1109/7.250424.
 [8] Ren W., Atkins E., Distributed multi-vehicle coordinated control via local information exchange, *Int. J. Robust Nonlinear Control*, 2007, 17, 1002-1033. doi:10.1002/rnc.1147
 [9] Ren W., Beard R.W., Consensus of information under dynamically changing interaction topologies, *Proceedings of the 2004 American Control Conference*, Boston, MA, 2004, pp. 4939-4944. doi:10.23919/ACC.2004.1384632
 [10] Ni W., Cheng D., Leader-following consensus of multi-agent systems under fixed and switching topologies, *Systems and Control Letters*, 2010, 59, pp 209-217. doi:10.1016/j.sysconle.2010.01.006
 [11] Khalil H.K., *Nonlinear Systems*, 3rd ed.; Prentice-Hall: Upper Saddle River, NJ, USA, 2002.

Особенности движения аэродинамически стабилизированных наноспутников формата CubeSat 6U

Е.В. Баринава

Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
L5545@yandex.ru

И.В. Белоконов

Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
ibelokonov@mail.ru

И.А. Тимбай

Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
timbai@mail.ru

Аннотация—В данной работе рассматриваются особенности движения относительно центра масс аэродинамически стабилизированных наноспутников формата CubeSat 6U. Анализируется возможность возникновения резонансных режимов движения, обусловленных присущим им форм-фактором прямоугольного параллелепипеда и наличием малой инерционно-массовой асимметрии. В отличие от формата CubeSat 1U-3U с равными боковыми гранями у CubeSat 6U размеры боковых граней отличаются. Это приводит к отличиям в выражении для аэродинамического момента и, как следствие, к необходимости отдельного изучения резонансных режимов движения. В работе изучена взаимосвязь между компонентами асимметрии, особенностями формы и резонансными соотношениями частот. Даны рекомендации по предотвращению возможности появления резонансных режимов движения.

Ключевые слова—наноспутник формата CubeSat 6U, аэродинамический момент, пространственный угол атаки, угол собственного вращения, резонансный режим движения, малая асимметрия.

I. ВВЕДЕНИЕ

Благодаря развитию и миниатюризации электронной компонентной базы за последние годы наноспутники (НС) прочно заняли свою нишу среди космических аппаратов. Наибольшей популярностью среди них пользуется стандарт CubeSat, который позволяет создавать полноценные спутники при сравнительно невысоких материальных затратах. Постоянное усложнение и комбинирование задач, решаемых такими аппаратами, постепенно увеличивает и их размеры. Так, на смену НС формата CubeSat 1U-3U приходят НС формата CubeSat 6U и более [1–3].

Ввиду малых размеров и ограничений на запас энергии на борту для обеспечения требуемой ориентации НС чаще всего используют пассивные или комбинированные системы стабилизации [4–7]. Следует отметить, что угловое ускорение НС, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у спутника с большими размерами и массой (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объемной плотности) [8]. Это расширяет диапазон высот, на которых аэродинамический момент, действующий на НС, является значимым и его можно использовать для пассивной аэродинамической стабилизации [8–11].

При изучении движения аэродинамически стабилизированного НС относительно центра масс важно учитывать возможность возникновения резонансных режимов движения, которые проявляются в резком измене-

нии амплитуды колебаний по пространственному углу атаки, когда линейная целочисленная комбинация частоты колебаний пространственного угла атаки и средней частоты собственного вращения оказывается близкой к нулю. Учет возможности возникновения резонансных режимов движения позволит повысить эффективность работы системы ориентации НС при решении им целевых задач на низких орбитах.

Изучению резонансных режимов движения осесимметричных космических аппаратов с малой инерционно-массовой и геометрической асимметрии, посвящено большое количество работ отечественных и зарубежных авторов [12–14]. Однако НС формата CubeSat имеют форму прямоугольного параллелепипеда, поэтому в отличие от аппаратов осесимметричной формы аэродинамический момент зависит не только от пространственного угла атаки, но и от угла собственного вращения. В этом случае возникновение резонанса возможно за счет формы аппарата, даже без малой асимметрии [8]. Резонансные режимы движения аэродинамически стабилизированных НС формата CubeSat 1U-3U, обусловленные формой аппарата и малой инерционно-массовой асимметрией при полете на низких круговых орбитах, были рассмотрены авторами ранее [15–17].

В отличие от НС формата CubeSat 1U-3U, у которых все боковые грани равны, у НС CubeSat 6U боковые грани отличаются в два раза, следовательно, и выражение для аэродинамического момента отличается. Кроме того, в большинстве своем такие НС являются динамически несимметричными, что также может приводить к возникновению резонанса. Рассмотрению данных вопросов посвящена настоящая статья.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Изучение резонансных режимов движения проводится в соответствии с алгоритмом, изложенном в [17], с учетом отличий, обусловленных особенностями формата 6U. Связь между траекторной и связанной системами координат (СК) определяется с помощью углов Эйлера: α – пространственный угол атаки, ψ – угол прецессии, φ – угол собственного вращения.

Тензор инерции НС в связанной СК (центральная СК, оси которой параллельны ребрам НС) имеет вид:

$$I = \begin{pmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} – центробежные моменты инерции, которые являются малыми, I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции (I_x – наименьший момент инерции).

В связи с тем что на рассматриваемых высотах обтекание НС принято считать свободномолекулярным и удар молекул газа абсолютно неупругим, то аэродинамическое угловое ускорение НС формата CubeSat 6U в связанной СК определяется выражением

$$M_\alpha(\alpha, \varphi, H) = m_1(H) (|\cos \alpha| + \sin \alpha (3|\sin \varphi| + 1,5|\cos \varphi|)) \cdot (\Delta x \sin \alpha - (\Delta y \sin \varphi + \Delta z \cos \varphi) \cos \alpha), \quad (2)$$

где $m_1(H) = -c_0 S_x q(H) / I_n$; S_x – характерная площадь НС (площадь наименьшей грани, перпендикулярной продольной оси); Δx – смещение центра масс относительно геометрического центра (центра давления) вдоль продольной оси; $\Delta y, \Delta z$ – смещение центра масс от продольной оси ($\Delta y \ll \Delta x, \Delta z \ll \Delta x$); $c_0 = 2,2$ – коэффициент лобового сопротивления; $q(H) = \rho(H) [V(H)]^2 / 2$ – скоростной напор; $V(H) = \sqrt{\mu / (R_E + H)}$ – скорость полета; H – высота полета, $\rho(H)$ – плотность атмосферы; $I_n = (I_y + I_z) / 2$ – поперечный момент инерции НС; μ – гравитационный параметр Земли; R_E – радиус Земли.

С целью выделения малой составляющей, обусловленной отличиями формы НС от осесимметричной, разложим в выражении (2) сумму $(3|\sin \varphi| + 1,5|\cos \varphi|)$ в ряд Фурье по углу собственного вращения, ограничившись слагаемыми до $\cos 4\varphi$ включительно:

$$(3|\sin \varphi| + 1,5|\cos \varphi|) = \frac{9}{\pi} - \frac{2}{\pi} \cos 2\varphi - \frac{6}{5\pi} \cos 4\varphi. \quad (3)$$

В отличие от соотношения (3) у НС формата CubeSat 1U-3U коэффициенты, стоящие перед $|\sin \varphi|$ и $|\cos \varphi|$, одинаковые (боковые грани равны), и в результате в разложении в ряд Фурье отсутствует слагаемое, содержащее $\cos 2\varphi$. Наличие данного слагаемого в разложении для НС CubeSat 6U увеличивает количество резонансов, что будет показано ниже.

С учетом разложения (3) аэродинамическое угловое ускорение (2) можно представить в виде двух слагаемых, одному из которых в силу его малости приписан малый параметр ε :

$$M_\alpha(\alpha, \varphi, H) = M_\alpha(\alpha, H) + \varepsilon \Phi_\alpha(\alpha, \varphi, H), \quad (4)$$

$$\text{где } M_\alpha(\alpha, H) = m_1(H) \cdot \Delta x \left(|\cos \alpha| + \frac{9}{\pi} \sin \alpha \right) \sin \alpha, \quad (5)$$

$$\Phi_\alpha(\alpha, \varphi, H) = m_1(H) \cdot \Delta x \left(\frac{-2}{\pi} \cos 2\varphi - \frac{6}{5\pi} \cos 4\varphi \right) \sin^2 \alpha - m_1(H) (|\cos \alpha| + \sin \alpha (3|\sin \varphi| + 1,5|\cos \varphi|)) \cdot (\Delta y \sin \varphi + \Delta z \cos \varphi) \cos \alpha. \quad (6)$$

Для проведения приближенного анализа параметров движения зависимость (5) допустимо аппроксимировать синусоидальной зависимостью по углу атаки:

$$M_\alpha(\alpha, H) = m_1(H) \cdot \Delta x \cdot m_{nk} \sin \alpha, \quad (7)$$

$$\text{где } m_{nk} = \frac{4}{3\pi} + \frac{24}{\pi^2}.$$

Используя подход, изложенный в [12], с учетом представления аэродинамического углового ускорения НС в виде (4) и пренебрегая орбитальной угловой скоростью и гравитационным моментом, угловое движение НС на низких круговых орбитах относительно траекторной СК можно описать следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + F(\alpha, H) &= \varepsilon \Phi_\alpha(\alpha, \varphi, H) + \varepsilon \Phi'_\alpha(\alpha, \varphi, H, R, G), \\ \dot{\varphi} &= R / \bar{I}_x - (G - R \cos \alpha) \cos \alpha / \sin^2 \alpha = \Phi_\varphi(\alpha, H, R, G), \\ \dot{\psi} &= (G - R \cos \alpha) / \sin^2 \alpha, \\ \dot{R} &= \varepsilon \Phi_R(\alpha, \varphi, H), \\ \dot{G} &= \varepsilon \Phi_G(\alpha, \varphi, H, R), \\ \dot{H} &= -2\sigma_x(\alpha, \varphi) q(H) V(H) / g = \varepsilon \Phi_H(\alpha, \varphi, H), \\ F(\alpha, H) &= (G - R \cos \alpha)(R - G \cos \alpha) / \sin^3 \alpha - M_\alpha(\alpha, H), \\ \Phi'_\alpha(\alpha, \varphi, H, R, G) &= (\bar{I}_{xy} \sin \varphi + \bar{I}_{xz} \cos \varphi)(\dot{\psi}^2 \sin^2 \alpha - R^2) + \\ &+ (\bar{I}_{xy} \cos \varphi - \bar{I}_{xz} \sin \varphi) \dot{\psi} \dot{\alpha} \sin \alpha + \\ &+ \left(1 - \frac{2}{\bar{I}_x}\right) R \bar{I}_{yz} (\dot{\psi} \sin \alpha \sin 2\varphi + \dot{\alpha} \cos 2\varphi) + \\ &+ m_0(H) (|\cos \alpha| + \sin \alpha (3|\sin \varphi| + 1,5|\cos \varphi|)) \times \\ &\times \sin \alpha (\Delta_i \cos 2\varphi + \bar{I}_{yz} \sin 2\varphi) + \\ &+ \frac{1}{2} R \Delta_i (\dot{\psi} \sin \alpha \cos 2\varphi + \dot{\alpha} \sin 2\varphi). \end{aligned} \quad (8)$$

Здесь:

$\sigma_x(\alpha, \varphi) = c_0 (|\cos \alpha| + \sin \alpha (3|\sin \varphi| + 1,5|\cos \varphi|)) S / m$ – баллистический коэффициент; m – масса НС; $R = \bar{I}_x \omega_x$, $G = R \cos \alpha + (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \sin \alpha$ – отнесенные к поперечному моменту инерции I_n проекции вектора кинетического момента на продольную ось НС и на направление скорости центра масс; $\bar{I}_x = I_x / I_n$; $\bar{I}_{xy} = I_{xy} / I_n$; $\bar{I}_{xz} = I_{xz} / I_n$; $\bar{I}_{yz} = I_{yz} / I_n$; $\Delta_i = (I_z - I_y) / I_n$; величины \bar{I}_{xy} , \bar{I}_{xz} , \bar{I}_{yz} , Δ_i полагаются малыми порядка ε ; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат;

$g = g_E (R_E / (R_E + H))^2$; g_E – ускорение свободного падения на поверхности Земли;

$\Phi_G(\alpha, \varphi, H, R)$ – медленно меняющаяся функция, которая равна нулю при нулевых значениях центробежных моментов инерции и динамической симметричности ($\Delta_i = 0$); $\Phi_R(\alpha, \varphi, H)$ – медленно меняющаяся функция, которая равна нулю при отсутствии асимметрии.

В зависимости от соотношения величин R и G реализуются различные типы прецессионного движения. При выполнении условия $R > G$ реализуется «обратная» прецессия, при $G > R$ – «прямая» прецессия [18].

III. РЕЗОНАНСНЫЕ РЕЖИМЫ ДВИЖЕНИЯ

Аналогично исследованию, проведенному в [17], исходная система (8) была приведена к форме, позволяющей выделить медленно изменяющиеся и быстрые переменные типа быстро вращающихся фаз. В результате была получена система с двумя вращающимися фазами, изучение которой позволило определить соотношения частот колебаний по углам атаки и собственного вращения, которые приводят к появлению резонанса.

В табл. 1 приведены резонансные соотношения частоты колебаний по углу атаки (ω) и средней частоты по углу собственного вращения (λ) для случаев «прямой» и «обратной» прецессий и указаны виды инерционно-массовой асимметрии, вносящие вклад в данное соотношение. Итого для случая «прямой» прецессии получено 19 соотношений частот, соответствующих резонансу. Для случая «обратной» прецессии получено 7 резонансных соотношений.

ТАБЛИЦА 1. РЕЗОНАНСНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ЧАСТОТЫ КОЛЕБАНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОГО УГЛА АТАКИ И СРЕДНЕЙ ЧАСТОТЫ СОБСТВЕННОГО ВРАЩЕНИЯ

Соотношение частот $\lambda = k_{res} \omega$	Обуславливающий фактор
<i>для «прямой» прецессии</i>	
$\lambda = 0$	форма, $\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{yz}, \Delta_i, \Delta y, \Delta z$
$\lambda = \pm \frac{1}{6} \omega$	\bar{I}_{yz}, Δ_i
$\lambda = \pm \frac{1}{5} \omega$	$\Delta y, \Delta z$
$\lambda = \pm \frac{1}{4} \omega$	форма, \bar{I}_{yz}, Δ_i
$\lambda = \pm \frac{1}{3} \omega$	$\bar{I}_{yz}, \Delta_i, \Delta y, \Delta z$
$\lambda = \pm \frac{2}{5} \omega$	$\Delta y, \Delta z$
$\lambda = \frac{1}{2} \omega$	форма, $\bar{I}_{yz}, \Delta_i,$
<i>для «прямой» и «обратной» прецессий</i>	
$\lambda = \frac{3}{5} \omega$	$\Delta y, \Delta z$
$\lambda = \frac{2}{3} \omega$	$\Delta y, \Delta z$
$\lambda = \frac{3}{4} \omega$	форма, \bar{I}_{yz}, Δ_i
$\lambda = \omega$	форма, $\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{yz}, \Delta_i, \Delta y, \Delta z$
$\lambda = \frac{3}{2} \omega$	форма, \bar{I}_{yz}, Δ_i
$\lambda = 2\omega$	$\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{yz}, \Delta_i, \Delta y, \Delta z$
$\lambda = 3\omega$	$\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{yz}, \Delta_i, \Delta y, \Delta z$

По сравнению со случаем CubeSat 1U-3U [17] у НС CubeSat 6U влияние формы проявляется для большего количества резонансных соотношений частот. Для случая «прямой» прецессии – 7 соотношений по сравнению с 5, для случая «обратной» – 3 соотношения по сравнению с 1. Кроме того, для соотношений частот $\lambda = \pm \frac{1}{4} \omega$ и $\lambda = \frac{3}{4} \omega$ добавилось влияние таких факторов, как \bar{I}_{yz}, Δ_i , что обусловлено наличием ненулевого коэффициента перед $\cos 2\varphi$ в разложении аэродинамического ускорения в ряд Фурье (3).

Выражения для определения критического значения продольной угловой скорости НС, при котором выполняются условия возникновения резонансного движения, имеют вид [17]:

$$\omega_{skr} = d \sqrt{\frac{\omega_a^2}{1 - \bar{I}_x + \frac{1}{4}(1 - d^2)\bar{I}_x^2}}, \quad (9)$$

где $\omega_a = \sqrt{-m_1(H) \cdot \Delta x \cdot m_{nk}}$; $d = 2k_{res} + 1 > 0$ в случае «прямой» прецессии; $d = 2k_{res} - 1 > 0$ в случае «обратной» прецессии; k_{res} – коэффициент, стоящий в резонансных соотношениях частот перед ω в табл. 1.

IV. ПРИМЕРЫ РЕЗОНАНСНЫХ РЕЖИМОВ ДВИЖЕНИЯ

С использованием полученных в работе выражений были вычислены критические значения продольной угловой скорости НС CubeSat 6U и проведено численное моделирование с использованием полной модели движения, в которой учитывается влияние гравитационного момента и орбитальной угловой скорости.

Для примера на рис. 1 показано резонансное изменение пространственного угла атаки НС CubeSat 6U с параметрами: $I_x = 0,025 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_y = 0,065 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_z = 0,05 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_{xy} = I_{xz} = I_{yz} = 0$, $\Delta x = 0,05 \text{ м}$, $\Delta y = \Delta z = 0$, при следующих начальных условиях движения высота полета $H_0 = 309 \text{ км}$, угол атаки $\alpha_0 = 20^\circ$, угол собственного вращения $\varphi_0 = 0$, угол прецессии $\psi_0 = 0$, компоненты угловой скорости $\omega_{x0} = 0,17^\circ/\text{с}$, $\omega_{y0} = 0,066^\circ/\text{с}$, $\omega_{z0} = 0,3^\circ/\text{с}$. В данном примере начальное движение соответствует «прямой» прецессии $G > R$ и имеет место резонансное соотношение частот $\lambda = -\omega/3$. Данное резонансное изменение пространственного угла атаки возникает в связи с динамической несимметричностью НС.

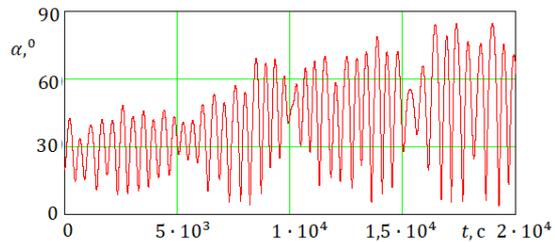


Рис. 1. Резонансное изменение пространственного угла атаки в случае «прямой» прецессии (соотношение частот $\lambda = -\omega/3$)

Для предотвращения резонансных режимов движения, обусловленных инерционно-массовой асимметрией, рекомендуется максимально уменьшать данную асимметрию. Однако полностью убрать инерционно-массовую асимметрию НС ввиду неточности ее определения не представляется возможным. Кроме того, НС формата CubeSat 6U практически невозможно изготовить динамически симметричным ввиду различного расстояния от боковых граней до продольной оси. Также часть резонансных соотношений обусловлена только формой аппарата. Поэтому предлагается задавать ограничения на величину продольной угловой скорости при отделении от пускового устройства, а также заблаговременно включать систему стабилизации с целью достижения рассогласования резонансного соотношения частот.

Таким образом, в данной работе выполнен анализ возможности возникновения резонансных режимов движения по углу атаки для НС формата CubeSat 6U. Показана взаимосвязь компонентов асимметрии, а также формы аппарата с различными резонансными соотношениями частот. Получены соотношения для определения критических значений продольной угловой скорости НС, при котором выполняются условия возникновения резонансного движения. Проведение поверочных расчетов по пространственной модели движения НС относительно центра масс подтвердило правильность полученных результатов.

БЛАГОДАРНОСТЬ

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Elsaesser, A. et al., SpectroCube: a European 6U nanosatellite spectroscopy platform for astrobiology and astrochemistry, *Acta Astronautica*, 2020, vol. 170.

[2] Garzaniti, N., Tekic, Z., Kukolj, D., and Golkar, A., Review of technology trends in new space missions using a patent analytics approach, *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 125, 2021.

[3] Zharkikh, R.N., Purikov, A.V., Kuznetsov, V.V., Shubin, M.I., Svinareva, A.M., and Eletskaia, L.L., Construction of wide-purpose space

complexes based on the SXC6 platform, *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318.

[4] He, L., Chen, X., Kumar, K.D., Sheng, T., and Yue, C., A novel three-axis attitude stabilization method using in-plane internal mass-shifting, *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 92, pp. 489–500.

[5] Chesi, S., Gong, Q., and Romano, M., Aerodynamic three-axis attitude stabilization of a spacecraft by center-of-mass shifting, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 7, pp. 1613–1626.

[6] Баринаева Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А. Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // *Гироскопия и навигация*. 2020. Т. 28. №1. С. 81–100.

[7] Psiaki, M.L., Nanosatellite attitude stabilization using passive aerodynamics and active magnetic torquing, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 3, pp. 347–355, 2004.

[8] Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н., Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat // *Гироскопия и навигация*. 2018. Т. 26. №3 (102). С. 69–91.

[9] Rawashdeh, S., Jones, D., Erb, D., Karam, A., Lumpp, J., and Al, E., Aerodynamic attitude stabilization for a ram-facing CubeSat, *Advances in the Astronautical Sciences*, 2009, vol. 133, pp. 583–595.

[10] Samir, A., Rawashdeh, S., Lumpp, J.E., et al. Aerodynamic Stability for CubeSats at ISS Orbit, *JoSS*, 2013, vol. 2, no. 1, pp. 85–104.

[11] Shakhmatov, E., Belokonov, I., Nikitin, A., Shafran, S., Timbai, I., Ustiugov, E., Project of the nanosatellite SamSat-QB50 for monitoring the Earth's thermosphere parameters, *Procedia Engineering*, 2015, vol. 104, pp. 139–146.

[12] Ярошевский В.А. Движение неуправляемого тела в атмосфере, Москва: Машиностроение, 1978.

[13] Асланов В.С., Бойко В.В. Нелинейное резонансное движение асимметричного космического аппарата в атмосфере // *Космич. исслед.* 1985. Т. 23. №3. С. 408–415.

[14] Заболотнов Ю.М., Любимов В.В. Применение метода интегральных многообразий для построения резонансных кривых в задаче входа КА в атмосферу // *Космич. исслед.* 2003. Т. 41. №5. С. 481–487.

[15] Баринаева Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А. Исследование резонансных режимов движения наноспутника под действием аэродинамического момента // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2020. С. 148–151.

[16] Баринаева Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А. Исследование резонансных режимов движения наноспутника формата CubeSat с малой инерционно-массовой асимметрией под действием аэродинамического момента // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2021. С. 44–48.

[17] Баринаева Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А., Предотвращение возможности возникновения резонансных режимов движения для низковысотных спутников класса CUBESAT // *Гироскопия и навигация*. 2021. Т. 29. № 4 (115). С. 1–19.

[18] Platus, D.H., Dispersion of spinning missiles due to lift nonaveraging, *AIAA J.*, 1977, vol. 15, no. 7, pp. 909–915.

Исследование одноосного алгоритма управления инспекционным движением гравитационно-стабилизированного наноспутника

И.В. Белоконов
Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
Belokonov.iv@ssau.ru

М.С. Щербаков
Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
sherbakov.m.s@mail.ru

Д.П. Аварякин
Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
avaryaskind@gmail.com

Аннотация—В статье приводятся результаты исследования одноосного алгоритма управления для поддержания инспекционного движения. В качестве номинальной инспекционной траектории выбран модифицированный эллипс Хилла. В роли инспектирующего космического аппарата (КА) рассматривается гравитационно-стабилизированный наноспутник (НС). Объектом инспекции может быть космический мусор или другой КА. Инспекционное движение рассматривается в орбитальной системе координат, начало которой связано с центром масс объекта инспекции. Особенностью предложенного алгоритма является то, что после приложения корректирующего импульса НС переводится на новую инспекционную траекторию, которая в малой степени подвержена возмущающему воздействию, вызванному нецентральностью гравитационного поля Земли. Исследования показали, что предложенный алгоритм обеспечивает поддержание инспекционного движения гравитационно-стабилизированного наноспутника при использовании радиальных корректирующих импульсов с учетом навигационных погрешностей и погрешностей в величине и направлении корректирующего импульса.

Ключевые слова—гравитационно-стабилизированный наноспутник, инспекционное движение, модифицированный эллипс Хилла, одноимпульсная коррекция.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время с развитием функциональных возможностей наноспутников (НС) и использованием микродвигателей расширяется область задач их применения, для которых требуется поддержание требуемого относительного движения на заданном временном интервале.

Необходимость активного поддержания формации вызвана тем, что возмущения, действующие на НС, изменяют их орбитальные траектории, вследствие чего изменяется относительное расстояние между НС и происходит разрушение группировки. Для борьбы с возмущениями рассматриваются различные средства и алгоритмы коррекции. Например, в работе [1] рассматривается применение энергии солнечного давления для поддержания группировки космических аппаратов (КА), а в работах [2, 3, 4] для этих же целей предлагается использовать остаточную атмосферу на низких околоземных орбитах.

Традиционно для поддержания относительного расстояния между КА используются двигательные установ-

ки (ДУ). В зависимости от возможностей ДУ применяются различные подходы при разработке стратегии управления. В работе [5] используется импульсный метод коррекции для формирования замкнутой траектории движения одного КА относительно другого. В работе [6] приводится сравнение двух методов борьбы с возмущением гравитационной природы, вызванных нецентральностью гравитационного поля Земли – импульсная коррекция и непрерывное управление. Показано, что суммарный импульс, затрачиваемый на решение одной и той же задачи меньше при использовании импульсной коррекции, однако при непрерывном управлении точность конечного результата выше. В статье [7] описывается применение SDRE-метода, основывающегося на представлении нелинейной математической модели относительного движения в виде квазилинейной возмущенной модели, в которой коэффициенты уравнений Риккати являются функциями отклонений фазовых переменных от номинальных значений.

Стоит отметить, что КА при групповом полете могут располагаться как в одной [5], так и в разных [4, 8] орбитальных плоскостях.

В работах [9–11] авторами данной работы исследовались вопросы устойчивости инспекционного движения и возможности обеспечения условий группового полета наноспутников. Под инспекционным движением понимается траектория наноспутника-инспектора относительно объекта инспекции (ОИ). В качестве ОИ может выступать как другой КА, с которым НС решает общую целевую задачу, так и космический мусор, который необходимо исследовать.

В данной работе предлагается использование одноосного алгоритма управления инспекционным движением гравитационно-стабилизированного наноспутника, имеющего двигательную установку для проведения корректировки движения. Особенностью разработанного алгоритма является то, что он учитывает возможность формирования только радиальных корректирующих импульсов, что обусловлено ограниченными возможностями наноспутников по управлению движением относительно центра масс. При оценке эффективности алгоритма учитывается требование обеспечения безопасного относительного движения (избежание столкновения НС и ОИ), а также ограничение на максимальное удаление НС и ОИ.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Гравитационно-стабилизированный НС совершает инспекционное движение относительно ОИ. Инспекционное движение рассматривается в орбитальной системе координат (ОСК), ее начало находится в центре масс ОИ, ось OY направлена по радиус-вектору ОИ, ось OX направлена в сторону его орбитального движения, ось OZ дополняет систему координат до правой. На рис. 1 иллюстрируется связь ОСК $OXYZ$ с абсолютной геоцентрической системой координат (АГСК) $O_{\Gamma}X_{\Gamma}Y_{\Gamma}Z_{\Gamma}$.

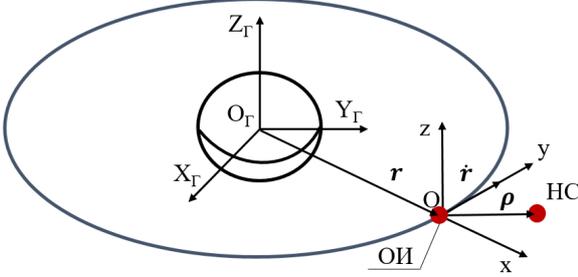


Рис. 1. Связь АГСК и ОСК

Обозначения, принятые на рис. 1: $\dot{\mathbf{r}} = [\dot{X}_{ГОИ} \dot{Y}_{ГОИ} \dot{Z}_{ГОИ}]^T$

и $\mathbf{r} = [X_{ГОИ} Y_{ГОИ} Z_{ГОИ}]^T$ – вектор скорости и радиус-вектор

ОИ в АГСК; $\boldsymbol{\rho} = [x y z]^T$ – радиус-вектор НС в ОСК.

В качестве номинальной инспекционной траектории выбирается замкнутая траектория, которая возможна только в предположении центрального поля притяжения и отсутствии каких-либо возмущений. Принято допущение о круговой орбите ОИ, с которым связывается орбитальная система координат, и о компланарности орбит НС и ОИ. Наиболее предпочтительным для инспекционной миссии является эллипс относительного движения, у которого большая полуось a_u в два раза больше малой b_u . Такое движение обеспечивается с помощью выбора необходимых начальных параметров движения НС в ОСК из условия равенства орбитальных энергий обоих тел:

$$\mathbf{k}_0 = (x_0, y_0, 0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, 0)^T, \quad (1)$$

где $x_0, y_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0$ – начальные координаты и проекции скорости НС относительно ОИ.

Выбор проекций скорости НС в ОСК осуществляется в зависимости от его положения относительно ОИ, которые задают размеры номинального инспекционного эллипса:

$$b_u = \frac{a_u}{2} \Rightarrow \frac{x_0^2}{b_u^2} + \frac{y_0^2}{4b_u^2} = 1 \Rightarrow b_u = \sqrt{\frac{y_0^2}{4} + x_0^2}.$$

Далее определяются координаты $X_{ГНС}, Y_{ГНС}, Z_{ГНС}$ и радиус-вектор НС $R_{НС}$ в АГСК:

$$\begin{bmatrix} X_{ГНС} \\ Y_{ГНС} \\ Z_{ГНС} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{ГОИ} \\ Y_{ГОИ} \\ Z_{ГОИ} \end{bmatrix} + M_{АГСК}^{ОСК} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ 0 \end{bmatrix}, R = \sqrt{X_{ГНС}^2 + Y_{ГНС}^2 + Z_{ГНС}^2},$$

где $M_{АГСК}^{ОСК}$ – матрица перехода из ОСК в АГСК [12].

Так как орбита ОИ является круговой, то можно определенно утверждать, что при максимальном значении координаты $y = b_u$ НС будет находиться в апогее r_a своей орбиты относительно Земли, а при минимальном значении координаты $y = -b_u$ – в перигее r_n . Тогда можно определить величины этих радиусов:

$$r_a = r + b_u, \quad r_n = r - b_u.$$

Из интеграла энергии для текущего положения НС на орбите и, например, радиуса перигея найдем его величину скорости V в АГСК:

$$V_n^2 - \frac{2\mu}{r_n} = V^2 - \frac{2\mu}{R} \Rightarrow V = \sqrt{V_n^2 + \frac{2\mu(r_n - R)}{r_n R}},$$

где $V_n = \sqrt{2\mu r_a / (r_n(r_a + r_n))}$ – скорость в перигее орбиты НС, μ – гравитационный параметр Земли.

С помощью интеграла площадей, записанного для текущего положения НС, найдем нормальную V_n и радиальную V_r составляющие вектора скорости НС:

$$\begin{aligned} r_n V_n &= R V \cos \alpha \Rightarrow \cos \alpha = \frac{r_n V_n}{R V}, \\ \begin{cases} \sin \alpha = \sqrt{1 - (\cos \alpha)^2}, & \text{если } x \geq 0, \\ \sin \alpha = -\sqrt{1 - (\cos \alpha)^2}, & \text{если } x < 0, \end{cases} \\ V_r &= V \sin \alpha, \quad V_n = V \cos \alpha, \end{aligned}$$

где α – угол между вектором скорости и местным горизонтом.

Определим текущий аргумент широты НС θ :

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{Z}{\sin i (X \cos \Omega + Y \sin \Omega)},$$

где i – наклонение ОИ, Ω – долгота восходящего узла ОИ.

С помощью полученных параметров можно определить проекции вектора скорости НС на оси АГСК:

$$\begin{aligned} \dot{X}_{ГНС} &= V_r (\cos \theta \cos \Omega - \sin \theta \sin \Omega \cos i) - \\ &- V_n (\sin \theta \cos \Omega + \cos \theta \sin \Omega \cos i), \\ \dot{Y}_{ГНС} &= V_r (\cos \theta \sin \Omega + \sin \theta \cos \Omega \cos i) - \\ &- V_n (\sin \theta \sin \Omega - \cos \theta \cos \Omega \cos i), \\ \dot{Z}_{ГНС} &= V_r \sin \theta \sin i + V_n \cos \theta \sin i. \end{aligned}$$

Теперь можно определить искомые проекции скорости НС, которые обеспечат замкнутую инспекционную траекторию:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_H = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix} &= M_{ОСК}^{АГСК} \begin{bmatrix} \dot{X}_{ГНС} - \dot{X}_{ГОИ} \\ \dot{Y}_{ГНС} - \dot{Y}_{ГОИ} \\ \dot{Z}_{ГНС} - \dot{Z}_{ГОИ} \end{bmatrix} + \\ &+ M_{ОСК}^{АГСК} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_z (Y_{ГНС} - Y_{ГОИ}) - \dot{\theta}_y (Z_{ГНС} - Z_{ГОИ}) \\ \dot{\theta}_x (Z_{ГНС} - Z_{ГОИ}) - \dot{\theta}_z (X_{ГНС} - X_{ГОИ}) \\ \dot{\theta}_y (X_{ГНС} - X_{ГОИ}) - \dot{\theta}_x (Y_{ГНС} - Y_{ГОИ}) \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\dot{\theta}_x, \dot{\theta}_y, \dot{\theta}_z$ – проекции орбитальной угловой скорости ОИ в АГСК, $M_{ОСК}^{АГСК}$ – матрица перехода из АГСК в ОСК.

При рассмотрении инспекционного движения в нецентральной гравитационном поле инспекционная траектория деформируется. В данной работе в качестве возмущающего фактора учитывается влияние гравитационного ускорения, вызванного J_2 . Учет влияния возмущений от J_2 проводится с помощью методики, предложенной в работе [10]. На рис. 2 показано смещение инспекционной траектории под действием возмущений.

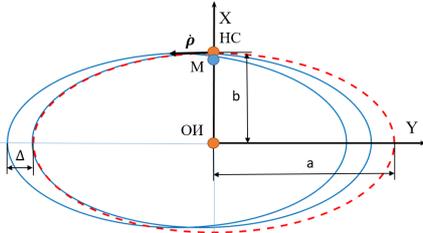


Рис. 2. Смещение инспекционной траектории

Цветовые обозначения, принятые на рис. 2: красная пунктирная линия – номинальная инспекционная траектория, синяя линия – возмущенная инспекционная траектория. Изменение возмущенной траектории определяется с помощью критерия деформации:

$$\bar{\Delta} = \frac{\Delta}{a} \leq \bar{\Delta}_{max}. \quad (3)$$

Интервал времени, на котором выполняется условие (3), при $\bar{\Delta}_{max} \leq 0,05a$ называется временем технической устойчивости t^* – интервал времени нахождения НС в малой окрестности номинального инспекционного эллипса.

В предыдущих работах авторов было установлено, что на t^* оказывают существенное влияние неизбежные ошибки в формировании начальных параметров движения НС.

Исходя из вышесказанного, для поддержания инспекционного движения на протяжении всей миссии необходимо проводить коррекцию движения НС. В данной работе рассматривается возможность поддержания инспекционного движения с помощью одноосного алгоритма. При его использовании учитывается ограничение на направление корректирующего импульса, который прикладывается только вдоль оси ОХ ОСК. Это ограничение обусловлено тем, что у рассматриваемого гравитационно-стабилизированного НС сопла ДУ направлены в зенит и надир и совпадают с осью ОХ ОСК. Схематичное изображение НС приведено на рис. 3.

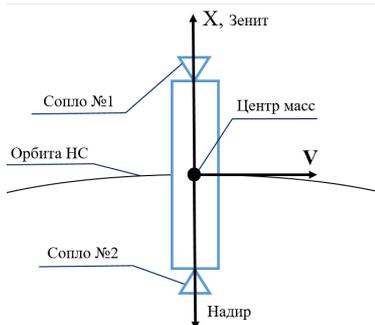


Рис. 3. Схематичное изображение НС

Для поддержания инспекционного движения предлагается одноосный алгоритм, который учитывает особенности НС и позволяет сохранить инспекционную траекторию в допустимой окрестности относительно номинального инспекционного эллипса.

III. ОДНООСНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ

В работе [10] было установлено, что использование оптимального аргумента широты θ^{opt} , в качестве начального параметра ОИ при формировании инспекционного движения, позволяет существенно уменьшить влияние возмущения от J_2 и увеличить время технической устойчивости. Учитывая этот факт, в данной работе предлагается прикладывать корректирующий импульс ΔV после нарушения критерия деформации (3) в момент времени t , когда аргумент широты ОИ принимает оптимальное значение:

$$\theta(t) = \theta^{opt} = \arcsin\left(\frac{1}{\sqrt{3} \sin(i)}\right). \quad (4)$$

На каждом витке ОИ существуют два положения, которые соответствуют $\theta_1^{opt}, \theta_2^{opt}$, и размер нового инспекционного эллипса будет зависеть от выбора, в какой из точек будет приложен ΔV . Для перехода на новый инспекционный эллипс в точке приложения ΔV по формуле (2) рассчитывается скорость V_H , которая обеспечивала бы движение НС по замкнутой инспекционной траектории в центральном поле притяжения. Корректирующий импульс рассчитывается по формуле

$$\Delta V = V_T - V_H, \quad (5)$$

где V_T – скорость НС в точке приложения корректирующего импульса до момента его приложения.

В качестве примера на рис. 4 и 5 демонстрируется процесс поддержания инспекционного движения, при котором корректирующий импульс ΔV прикладывается в момент времени, когда аргумент широты ОИ принимает одно из оптимальных значений $\theta_1^{opt}, \theta_2^{opt}$. Исходные данные для моделирования: высота орбиты ОИ $H_0=400$ км, $i_0=51,9^\circ$, $\theta_0=52,9^\circ$, $\Omega_0=0^\circ$, $\mathbf{k}_0=(5 \text{ км}, 0, 0, 0, -11,32 \text{ м/с}, 0)^T$, количество корректирующих импульсов ΔV – 10. Процесс поддержания инспекционного движения реализован следующим образом: при нарушении критерия деформации (3) определяется точка приложения и величина ΔV (5), далее проводится коррекция движения НС, и цикл повторяется сначала.

На рис. 4 и 5 черным цветом показана исходная инспекционная траектория, а красными цветом – точки приложения корректирующих импульсов ΔV .

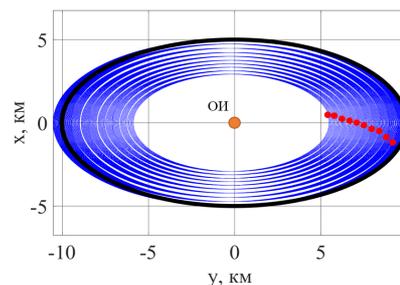


Рис. 4. Приложение ΔV при $\theta(t) = \theta_1^{opt}$

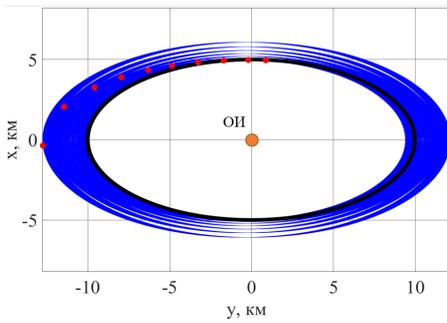


Рис. 5. Приложение ΔV при $\theta(t) = \theta_2^{opt}$

Из рис. 4 и 5 видно, что приложение ΔV при $\theta(t) = \theta_1^{opt}$ приводит к уменьшению инспекционной траектории относительно номинальной, в то время как при коррекции движения НС, когда $\theta(t) = \theta_2^{opt}$, происходит обратный процесс. Таким образом, выбирая определенным образом точку приложения ΔV , можно поддерживать инспекционную траекторию в окрестности номинальной.

Приведенное выше моделирование проводилось без учета каких-либо погрешностей, которые неизбежно возникают в реальной космической миссии.

Для дальнейших расчетов принято, что $\mathbf{k}_0, \theta^{opt}$ (в силу погрешности навигации), ΔV являются случайными величинами, распределенными по нормальному закону с моментными характеристиками, приведенными в табл. 1. Влияние возмущающего ускорения от J_2 на внеплоскостное движение НС не учитывается.

ТАБЛИЦА 1. МОМЕНТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Параметр	Моментные характеристики и раз- мерность	Величина
\mathbf{k}_0	$M[x_0], \text{ км}$	5
	$M[y_0], \text{ км}$	0
	$\sigma[x_0], \text{ км}$	0,01
	$\sigma[y_0], \text{ км}$	0,01
	$M[\dot{x}_0], \text{ м/с}$	0
	$M[\dot{y}_0], \text{ м/с}$	-11,083
	$\sigma[\dot{x}_0], \text{ м/с}$	0,033
	$\sigma[\dot{y}_0], \text{ м/с}$	0,033
θ^{opt}	$M[\theta], \text{ град}$	рассчитывается по (4)
	$\sigma[\theta], \text{ град}$	$1,7 \cdot 10^{-3}$
ΔV	$M[\Delta V_x], \text{ м/с}$	рассчитывается по (5)
	$\sigma[\Delta V_x], \text{ м/с}$	0,01
	$M[\Delta V_y], \text{ м/с}$	0
	$\sigma[\Delta V_y], \text{ м/с}$	0,01

Анализ поддержания инспекционного движения показал, что при учете вышеуказанных погрешностей возникают ситуации, когда расстояние между ОИ и НС начинает стремительно изменяться. Это может привести к опасному сближению ОИ и НС или к разлету на такое расстояние, при котором уже невозможно будет выполнять це-

левую задачу космической миссии. Для исключения возникновения таких ситуаций вводятся два критерия:

- критерий опасного сближения ОИ и НС:

$$a_H \geq a_{\min}, a_{\min} = 0,8 \cdot a_0; \quad (6)$$

- критерий допустимого разлета ОИ и НС:

$$a_H \leq a_{\max}, a_{\max} = 1,2 \cdot a_0 \quad (7)$$

где a_0 – большая полуось номинальной инспекционной траектории, которая задается изначально; a_H – большая полуось нового инспекционного эллипса, на который НС переходит после приложения корректирующего импульса ΔV ; a_{\min}, a_{\max} – граничные значения для a_H , которые определяют допустимую область нахождения НС в окрестности номинальной инспекционной траектории.

Численное моделирование показало, что при нарушении условия (7) целесообразно прикладывать корректирующий импульс ΔV в момент пересечения возмущенной траектории с осью ОХ ОСК в ее положительном направлении (рис. 2, точка M). Это приводит к однозначному уменьшению размера эллипса.

Учитывая все вышесказанное, предлагается одноосный алгоритм для поддержания инспекционного движения.

1. Определение момента нарушения критерия деформации (3).
2. Определение возможных точек приложения корректирующего импульса ΔV и расчет новых инспекционных траекторий, им соответствующих (таких траекторий будет три).
3. Проведение выбора новой инспекционной траектории, на которую после проведения коррекции перейдет НС в зависимости от текущей ситуации. Если оба критерия (6) и (7) не нарушаются, то выбирается одна из двух новых инспекционных траекторий, которые соответствуют приложению корректирующего импульса ΔV при $\theta(t) = \theta_1^{opt}$ или $\theta(t) = \theta_2^{opt}$. Предпочтение отдается той траектории, которая в меньшей степени отличается от предыдущей, по которой совершал движение НС до приложения ΔV . Если нарушается критерий (7), то корректирующий импульс ΔV прикладывается в точке M . Если нарушается критерий (6), то считается, что произошло опасное сближение НС и ОИ.
4. Пункты 1–3 повторять до момента, пока не нарушится (6) или не закончится запас характеристической скорости на борту НС.

IV. ИССЛЕДОВАНИЕ ОДНООСНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ИНСПЕКЦИОННЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Для исследования одноосного закона управления поддержания инспекционного движения было проведено статистическое исследование. Исходные данные: $H_0 = 400 \text{ км}, i_0 = 51,9^\circ, \theta_0 = 52,9^\circ, \Omega_0 = 0^\circ, \mathbf{k}_0 = (5 \text{ км}, 0, 0, 0, -11,32 \text{ м/с}, 0)^T$, в качестве исходной номинальной траектории выбирается инспекционный эллипс, имеющий малую и большую полуоси, соответственно 5 км и 10 км. Запас характеристической скорости на борту НС состав-

ляет 50 м/с. Результаты моделирования приведены в виде функций распределения вероятности на рис. 6–9.

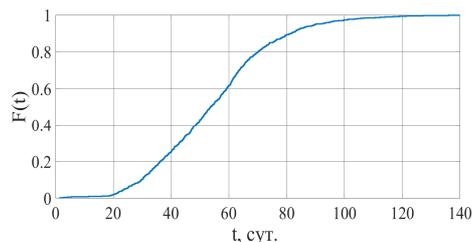


Рис. 6. График функции распределения вероятности общего времени поддержания инспекционного движения

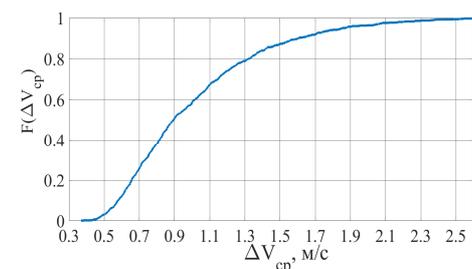


Рис. 7. График функции распределения вероятности среднего значения корректирующего импульса

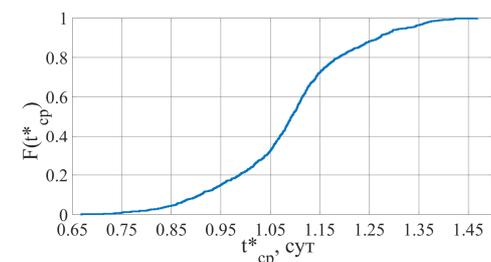


Рис. 8. График функции распределения вероятности среднего значения периодичности проведения коррекции

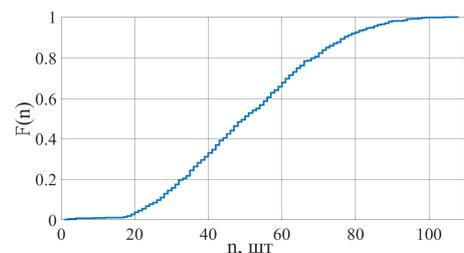


Рис. 9. График функции распределения вероятности количества приложенных корректирующих импульсов

Из рис. 6–9 можно сделать выводы: предложенный одноосный алгоритм позволяет поддерживать инспекционное движение с вероятностью 0,9 на протяжении более 30 суток; ДУ НС должна обладать ресурсом на 110

включений и способна формировать корректирующие импульсы в диапазоне от 0,35 до 2,6 м/с; коррекцию инспекционной траектории необходимо проводить в среднем один раз в сутки.

БЛАГОДАРНОСТЬ

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Burnett, E.R., Schaub, H., Spacecraft formation and orbit control using differential attitude-dependent solar radiation pressure, *Advances in Space Research*, 2021, vol. 67, pp. 3396–3408.
- [2] Ivanov, D., Kushniruk, M., Ovchinnikov, M., Study of satellite formation flying control using differential lift and drag, *Acta Astronautica*, 2018, vol. 152, pp. 88–100.
- [3] Yasuda, T., Bandob, M., Hokamoto, S., Formation Control Using Differential Atmospheric Drag Considering Attitude Constraints, 71th International Astronautical Congress, October 2020.
- [4] Ivanov, D., Mogilevsky, M., Monakhova, U., Ovchinnikov, M., Chernyshov, A., Deployment and Maintenance of Nanosatellite Tetrahedral Formation Flying Using Aerodynamic Forces, 69th International Astronautical Congress, October 2018.
- [5] Gurfil, P., Relative Motion between Elliptic Orbits: Generalized Boundedness Conditions and Optimal Formationkeeping, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, July 2005, vol. 28, No. 4, pp. 761–767.
- [6] Di Mauro, G., Spiller, D., Bevilacqua, R., D'Amico, S., Spacecraft formation flying reconfiguration with extended and impulsive maneuvers, *Journal of the Franklin Institute*, 2019, vol. 356, pp. 3474–3507.
- [7] Danik, Y.E., Dmitriev, M.G., The robustness of the stabilizing regulator for quasi-linear discrete systems with state dependent coefficients, *International Siberian Conference on Control and Communications*, May 2016.
- [8] Song, Y., Park, S., Lee, S., Kim, P., Lee, E., Lee, J., Spacecraft formation flying system design and controls for four nanosats mission, *Acta Astronautica*, 2021, vol. 186, pp. 148–163.
- [9] Shcherbakov, M.S., Avariaskin, D.P., Studying problems on choosing stable orbits of nanosatellites to provide passive and periodic relative trajectories, *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1536, issue 1, 21 May 2020 (International Workshop Navigation and Motion Control 2019, NMC 2019; Ladoga Lake; Russian Federation; 16–19 September 2019).
- [10] Belokonov, I.V., Shcherbakov, M.S., Choosing the Motion Initial Conditions, Ensuring the Technical Sustainability of Spacecraft Formation Flight, 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, October 2020.
- [11] Belokonov, I.V., Shcherbakov, M.S., Development of a Single-Axis Control Law Based on SDRE-Technology for Inspection Motion of Two Nanosatellites, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2021.
- [12] Нариманов Г.С. Основы теории полёта и проектирования космических аппаратов. М., «Машиностроение», 1972, 608 с.

Относительная навигация и совместное управление воздушно-космического самолета и экраноплана с целью их стыковки

А.В. Небылов

Кафедра аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов,

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения

Санкт-Петербург, Россия

nebylov@aanet.ru

В.А. Небылов

Международный институт передовых аэрокосмических технологий,

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения

Санкт-Петербург, Россия

vladnebylov@gmail.com

Аннотация—Анализируются современное состояние и планы разработки и построения в России тяжелых экранопланов нового поколения. Формулируются задачи навигации и управления полетом экранопланов разных размеров, требующие решения. Производится сравнение возможных затрат на построение больших экранопланов, оценивается эффективность их возможного применения при ассистировании горизонтального взлета и посадки воздушно-космического самолета. Рассматриваются варианты стыковки и расстыковки двух указанных крыльевых аппаратов вблизи поверхности.

Ключевые слова—большой экраноплан, мореходность, навигационное обеспечение, управление полетом, датчики высоты, стоимость постройки, проблемы разработки.

1. ВВЕДЕНИЕ

Эффективным способом удешевления космических запусков и посадок является обеспечение многоразовости всех ступеней и отдельных элементов космической техники. Несомненно, в будущем будет создан одноступенчатый воздушно-космический самолет (ВКС), который, как и обычный гиперзвуковой самолет, не будет терять ни одной детали, кроме топлива, при каждом взлете и посадке. Однако пока обычно рассматривают двухступенчатые ВКС с крыльями на каждой ступени и с шасси. Однако требуемую мягкую посадку каждой ступени на аэродром реализовать сложно. Использование только одного аэродрома для взлета и посадки первой ступени ВКС с крыльями возможно только при преодолении ДКА двойного расстояния. Вариант с двумя аэродромами дорог и резко сужает набор направлений движения при запуске. Поэтому перспективы решения проблемы связаны с построением двухкомпонентной транспортной системы, содержащей, помимо ВКС, еще и подвижный разгонный блок, а при посадке – подвижный десантный модуль. Предлагается использовать тяжелый экраноплан, способный успешно дополнить ВКС при выполнении этих задач.

Посадка ВКС на экраноплан фактически включает стыковку с летящим экранопланом на завершающем этапе снижения до высоты полета экраноплана – около 10 м со скоростью около 350-400 км/ч [1]. Доклад посвящен особенностям такой стыковки, требованиям к системам абсолютной и относительной навигации, методам обеспечения требуемой точности и надежности относительной навигации при погрешности позиционирования 30 см на завершающем этапе сближения и стыковки. Считается необходимым построить трехуровневую систему взаимного позиционирования: на основе

абсолютной навигации ВКС и экраноплана, системы относительной навигации ВКС и экраноплана и отдельной скоростной системы позиционирования элементов стыковки на борту экраноплана. Всего должно быть три стыковочных элемента, но только носовая часть должна иметь отдельную высокоточную высокоскоростную систему позиционирования. Для увеличения полезной нагрузки ВКС все атрибуты, необходимые для стыковки, должны быть размещены на борту экраноплана.

Анализируются следующие варианты стыковки ВКС с экранопланом.

1. При выполнении космических полетов на орбите все топливо для двигателей ВКС израсходовано и создание управляющих воздействий на двигатели ВКС невозможно. ВКС движется в режиме планирования и может кратковременно сбрасывать вертикальную скорость, управляя закрылками.

2. Возможно использование тяги двигателей ВКС для продления сроков стыковки и даже повторной попытки стыковки. Естественно, второй вариант более надежен в реализации. Этот вариант очень похож на решение проблемы сближения двух самолетов для дозаправки, хотя конструкция стыковочных элементов нужна совсем другая. Однако избыток топлива возможен только за счет снижения полезной нагрузки. В связи с этим преимущества варианта 1 или 2 не очевидны и требуют исследования по различным критериям.

Значительная часть доклада посвящена системе навигации и управления экранопланом [2]. Решаются как частные задачи обеспечения устойчивости и безопасности полета экраноплана, так и задача планирования его маршрута для своевременного прибытия в район посадки космического корабля. Экраноплан находится на береговой базе, но должен вовремя прибыть в указанный для высадки ВКС район океана. К моменту стыковки экраноплан должен иметь плоскопараллельную с ним траекторию движения.

Экраноплан не должен изменять высоту полета над средним невозмущенным уровнем океана, но может немного контролировать свою путевую скорость, максимально долго выравнивая ее со скоростью ВКС. Это потребует комбинированного управления тягой двигателей экраноплана, закрылков и других органов управления экраноплана. При этом прецизионный контроль системы ВКС происходит при заходе на посадку и в процессе стыковки, что заставляет рассматривать интегрированную систему «ВКС + Экраноплан» как слож-

ную многоаспектную многоконтурную цифровую систему управления [1–6]. На завершающем этапе стыковки основным источником информации о взаимном расположении двух крылатых аппаратов является оптико-электронная система, включающая три видеокамеры. Также необходима инерциальная система и СНС, особенно на начальном этапе сближения.

Траектория и график движения экраноплана после получения первой информации, а также время и место «посадки» ВКС (может быть постепенно уточнено) должны быть оптимизированы с учетом плохой маневренности тяжелого экраноплана. Слишком раннее прибытие в заданный район не поощряется, так как длительное пребывание в штормовом океане может привести к снижению технических возможностей экраноплана. Но задержка абсолютно недопустима. Возникает проблема вероятностной оценки успеха операции «Десант» с учетом всех факторов риска.

II. АЛГОРИТМ ОПТИМАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ ЭК ПЕРЕД СТЫКОВКОЙ С ВКС.

Решение задачи посадки ВКС на ЭК следует начинать с расчета графика программной траектории спуска ВРУ с низкой орбиты на водную поверхность до встречи с ЭК. В результате такого расчета траектории спуска ВРУ определяются ожидаемые координаты подвижной точки встречи ВРУ с ЭК, курс этой точки и время стыковки ВРУ и ЭК. После определения всех параметров программной траектории назначается момент начала маневра снижения и приземления. При спуске из-за действия возмущений ВРУ может отклоняться от программной траектории спуска и состояние ВРУ в момент стыковки смещается. Чтобы обеспечить гарантированную посадку, необходимо повторно решать задачу прогнозирования параметров встречи при спуске. В результате этого прогноза происходит медленный дрейф момента стыковки и состояния момента ВРУ и уточняются параметры подвижной точки встречи с ЭК. Предполагается, что эта информация используется для корректировки требуемого конечного состояния ЭК.

Рассмотрим процесс управления ЭК при спуске ВРУ. В процессе управления ЭК должен гарантированно прибыть в заданную точку пространства в заданный момент времени и двигаться в этот момент с заданной скоростью и курсом. Отметим, что эта задача аналогична задаче разделения потока самолетов по времени захода на посадку в условиях плотного графика посадки.

В принципе, время прибытия можно контролировать, изменяя скорость полета, длину траектории или и то и другое. Вопросы формирования управления самолетом при одновременном изменении скорости и длины пути, а также закономерности управления скоростью по заданной траектории подробно изучались ранее [1]. В то же время при выполнении отдельных задач, в том числе при маневрировании ЭК в разрешенной зоне, недопустимо изменение скорости и высоты полета в значительных пределах.

Для известного графика изменения скорости полета $V(t)$ задача нахождения траектории, обеспечивающей необходимое время прибытия T , сводится к синтезу траектории заданной длины:

$$S = \int_0^T V(t) dt.$$

Определение параметров траектории заданной длины, соединяющей две точки плоскости, вообще говоря, не имеет однозначного решения, так как таких траекторий много. Это обстоятельство позволяет учесть дополнительные факторы. С точки зрения удобства пилотирования рационально выбирать траекторию простейшей структуры, например, состоящую из последовательности разворотов и участков с постоянным путевым углом. Структура траектории выбирается произвольно или определяется конфигурацией разрешенной зоны маневрирования. Важнейшим этапом полета является участок непосредственно перед стыковкой ЭК с ВКС. Желательно, чтобы в этой области внимание экипажей и средства автоматизации использовались исключительно для коррекции относительного движения. Этого можно добиться только программным движением, соответствующим полету по прямой. По этой причине последний участок перед стыковкой должен быть максимально длинным и прямым. В этом случае полет по криволинейной траектории осуществляется только на начальном участке траектории и заканчивается за кратчайшее время, затем с подходом к контрольной точке на прямолинейном участке траектории формируются наиболее благоприятные условия, чтобы экипаж следил за ходом полета и готовился к следующему этапу. При решении задачи выявляется ряд других положительных свойств построения траектории по этому принципу. Поскольку полет по криволинейной траектории осуществляется только на начальном участке траектории и заканчивается за кратчайшее время, то с подходом к ЭК на прямолинейном участке траектории для экипажа складываются наиболее благоприятные условия следить за ходом полета и готовиться к следующему этапу. При решении задачи выявляется ряд других положительных свойств построения траектории по этому принципу.

Таким образом, задача оптимизации траектории ЭК перед стыковкой с ВКС разбивается на два этапа:

- на первом этапе необходимо как можно быстрее вывести ЭК на конечную линию стыковки;
- при прямолинейном полете из-за вариаций скорости полета необходимо добиться максимальной точности прибытия в точку встречи с реальными внешними возмущениями и относительными погрешностями измерений.

В данной статье в основном рассматривается первый этап управления траекторией как наиболее сложный этап.

Пусть в начальный момент времени ЭК находится в точке с координатами x_0, y_0 и имеет траекторный угол ψ_0 (рис. 1).

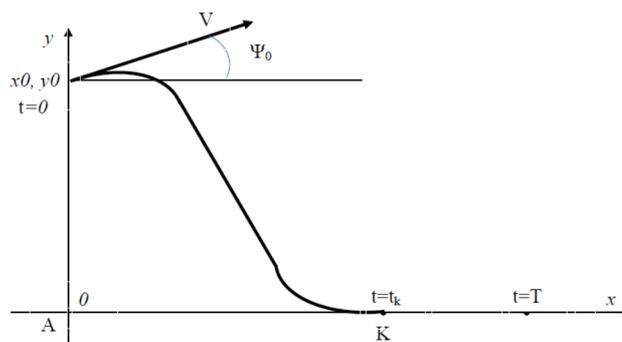


Рис. 1. Расчет оптимального маневра

Необходимо выйти на конечную ось (ось x) и прийти в начало координат в момент времени T . Обозначим через ΔS разность двух величин S и A_0 : $\Delta S = S - A_0$, где A_0 – проекция линии пути на ось x .

Тогда мы можем записать:

$$\Delta S = \int_0^T V(t)(1 - \cos \psi) dt \quad (1)$$

или

$$\Delta S = \int_0^{t_k} V(1 - \cos \psi) dt + \int_{t_k}^T V(1 - \cos \psi) dt, \quad (2)$$

где t_k – время выхода ЭК на ось x .

Для интервала времени от t_k до T , $\psi = 0$ и $\cos \psi = 1$, поэтому второй член в уравнении (2) равен нулю, а само уравнение (2) принимает вид:

$$\Delta S = \int_0^{t_k} V(t)(1 - \cos \psi) dt. \quad (3)$$

Кинематические уравнения движения ЭК в горизонтальной плоскости записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cdot \cos \psi; \\ \frac{dz}{dt} &= V \cdot \sin \psi; \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{g}{V} \cdot \operatorname{tg} \gamma, \end{aligned} \quad (4)$$

где γ – эквивалентный угол крена, изменение которого управляет разворотом ЭК; g – ускорение свободного падения.

При маневрировании эквивалентный угол крена и, следовательно, радиус поворота ограничены, т.е.

$$|\gamma(t)| \leq \gamma_{max}. \quad (5)$$

Требование выхода ЭК на конечную прямую за кратчайшее время математически формулируется с минимизацией функционала:

$$J = \int_0^{t_k} dt. \quad (6)$$

Задача представляет собой задачу максимальной скорости с изопериметрическим ограничением (3) и ограничением (5). Воспользуемся известной методикой [7, 8] для решения задачи максимальной скорости без дополнительных ограничений. Поскольку $x(t_k)$ свободен, мы опускаем первое уравнение системы (4), обозначая интеграл $\int_0^{t_k} V(t)(1 - \cos \psi) dt$ через $(x_1 + \Delta S)$, и введем дополнительное уравнение

$$\frac{dx_1}{dt} = V(1 - \cos \psi) \quad (7)$$

при граничных условиях

$$x_1(0) = -\Delta S, \quad x_1(t_k) = 0.$$

Для сокращения записи используем безразмерные значения:

$$\tau = \frac{t}{T_1}, \quad u = -\frac{\operatorname{tg} \gamma}{\gamma_{max}}, \quad \bar{x} = \frac{1}{T_1 V} x_1, \quad \bar{z} = \frac{1}{T_1 V} z_1,$$

$$\text{откуда } T_1 = \frac{V}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma_{max}}.$$

Тогда уравнение (7) и два последних уравнения системы (4) перепишем так:

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{x}_1(t)}{d\tau} &= (1 - \cos \psi(t)); \\ \frac{d\bar{z}(t)}{d\tau} &= \sin \psi(t); \\ \frac{d\psi(t)}{d\tau} &= u(t), \end{aligned} \quad (8)$$

где $u(m)$ должно удовлетворять ограничению

$$|u(t)| \leq 1. \quad (9)$$

Начальные и конечные условия определяются выражениями:

$$\bar{x}_1(0) = -\frac{\Delta S}{T_1 V}, \quad \bar{z}(0) = -\frac{z_0}{T_1 V}, \quad \psi(0) = \psi_0 \quad (-\pi < \psi_0 \leq \pi), \quad (10)$$

$$\bar{x}_1(T) = \bar{z}(T) = 0, \quad \psi(T) = 2\pi n, \quad n - \text{целое число.}$$

С учетом введенных обозначений задачу можно сформулировать следующим образом: по заданной системе дифференциальных уравнений (8) при начальных и конечных условиях (10) с допустимым управлением, удовлетворяющим неравенству (9), получить оптимальный закон управления, $u_{opt}(t)$ – минимизация функционала качества (6).

Используя принцип максимума Понтрягина, получаем, что оптимальное управление $u_{opt}(t)$ должны удовлетворять равенствам

$$u_{opt}(t) = -\operatorname{sign}(\lambda_3) \quad (11)$$

$$\text{и } 1 + \lambda_1 - \lambda_1 \cos(\psi) + \lambda_2 \sin(\psi) + \lambda_3 u_{opt} = 0,$$

где $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ являются решениями сопряженных дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_1 &= 0; \\ \dot{\lambda}_2 &= 0; \\ \dot{\lambda}_3 &= -\lambda_1 \sin(\psi) - \lambda_2 \cos(\psi) \end{aligned} \quad (12)$$

и неявными функциями начальных условий x_{10}, z_0, ψ_0 .

Если $\lambda_3 = 0$ только в определенные моменты временного интервала $(0, T)$, то $u_{opt}(t)$ определяется выражением (11). Если $\lambda_3 \equiv 0$ в течение некоторого времени, то задача становится вырожденной [16] и принцип максимума не дает информации об экстремальном управлении.

На участке траектории, где $\dot{\lambda}_3 = 0$, согласно уравнениям (12) имеем:

$$\operatorname{tg} \psi = -\frac{\lambda_2}{\lambda_1}.$$

Значения λ_1 и λ_2 постоянны для этих начальных условий, поэтому ψ – величина постоянная и в силу уравнений (8) экстремальное управление на вырожденном интервале тождественно равно нулю. Следовательно, u_{opt} может принимать значения $+1$; 0 ; -1 , которые соответствуют дугам окружностей и отрезкам прямых в плоскости xOz .

Для полной характеристики оптимальной структуры управления необходимо определить возможные экстремальные траектории, количество необходимых управляющих переключений и суммарный угол поворотов для каждой траектории. Из экстремальных траекторий просто выбирается единственная оптимальная траектория с простейшей структурой. Начинается с разворота от точки старта, отрезка прямой, второго разворота с выходом на конечную прямую до точки $F1$.

На рис. 2 показана такая траектория SP F1 DP. Кроме того, из этого рисунка видно, что любые дополнительные повороты сокращают время конечного прямолинейного участка до выхода на конечную прямую (см. траекторию SP AB), а значит, функционал (6) будет увеличиваться. Минимизация времени выхода ЭК на конечную прямую обеспечивает максимальный запас полетного времени по прямолинейному участку от точки $F1$ до точки стыковки ДП.

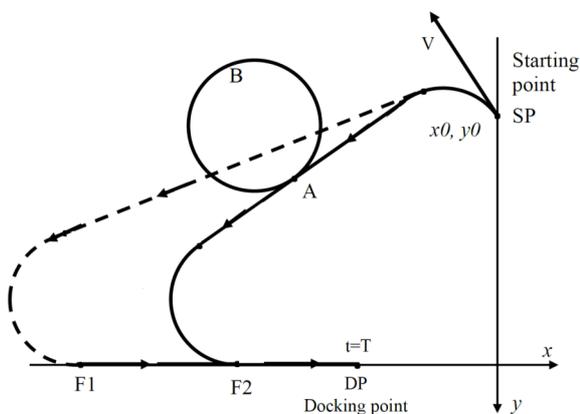


Рис. 2. Сравнение оптимальной и одной из крайних траекторий

После однозначного определения структуры оптимального маневра, координат и курса, координат начальной и конечной точек, графика изменения скорости можно рассчитать промежуточные точки места (ПМ) для занесения их в бортовой компьютер. Мы покажем это на примере.

III. ОТНОСИТЕЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ВО ВРЕМЯ СТЫКОВКИ

Система относительной навигации принимает последовательность входных изображений с разрешением порядка 640×480 пикселей и выше, с глубиной цвета 8 бит (265 цветов). Необходимо не только конструктивно предотвратить выход из строя видеокамер из-за высокой

температуры при аэродинамическом торможении, но и обеспечить многоразовость их использования.

Эффективным средством измерения параметров относительного движения и расстояний является также технология РМД, заключающаяся в измерении времени прохождения световым сигналом расстояния между камерой и отражающей свет поверхностью, находящейся в поле зрения прибора. Для этого камеры освещают сцену модулированным инфракрасным светом, который излучается с определенной частотой модуляции мод. Инфракрасный свет отражается от объектов сцены и измеряется светочувствительной матрицей камеры РМД. Должны быть задействованы и специальные радиотехнические системы ближней навигации.

Система управления абсолютным движением ЭК должна обеспечивать его заданную траекторию и улучшать динамические свойства ЭК как объекта управления, особенно в отношении продольной устойчивости [9]. Нелинейный характер связей между отдельными каналами этой системы, интенсивные ветрово-волновые возмущения, необходимость особого режима дивергенции с надводными препятствиями и многие другие особенности придают специфику задаче оптимизации системы и повышают роль компьютерного моделирования в ее решении, хотя в постановке задачи используются обычные для теории автоматического управления категории. Большая инерционность тяжелого катамарана ЭК при маневрировании по ходу заставляет заблаговременно выводить его на заданную линию прямолинейного движения и активно управлять только продольной скоростью. Высота полета ЭК при посадке ВКС должна быть жестко стабилизирована. Тогда сближение АС и ВРУ по высоте и компенсация бокового смещения будут происходить при активной роли ВКС, а их сближение в продольной плоскости можно регулировать маневрированием скорости ЭК.

При сближении необходимо совмещать управление отклонением с управлением возмущением [7–9].

Чтобы запустить ВКС, ЭК должен сделать следующее:

- 1) доставить ВКС в выбранную точку пуска, для чего совершить с ним перелет длиной в сотни километров и даже иногда в несколько тысяч километров;
- 2) заправить ВКС топливными компонентами по его криогенной технологии непосредственно перед пуском;
- 3) сообщить ВКС начальную скорость порядка $M=0,5-0,6$ на высоте около 10 м;
- 4) открыть 3 стыковочных элемента (носовой – последний) и отправить АСП в самостоятельный полет.

Обобщенная схема многомерной системы автоматического управления взаимным движением при стыковке представлена на рис. 3. Процесс стыковки должен осуществляться в комплексе управления движением, включающем замкнутые схемы управления абсолютным движением ВКС и ЭК с матрицами контролируемых значений ДВКС, поэтому замкнутая схема управления относительным движением с матрицами контролируемых значений ДАСП-ДЭК и дополнительный разомкнутый канал локального перемещения стыковочного элемента вдоль и поперек посадочной палубы с матрицей выходных координат Dd . Этот канал местного смещения

стыковочного элемента должен быть очень точным и уменьшать погрешность до 20 см. Траектория ВКС априори определяется синтезатором и описывается заданной функциональной матрицей данных $D(t)$. Навигационная система ВКС генерирует оценку фактической траектории $DBKC(t)$. Матрица $DASP(t)$ используется в законе управления. Оптимизация позволяет снизить норму матрицы $D(t)-DBKC(t)$ и обеспечить высокую точность удержания траектории посадки. На завершающем этапе захода ошибки взаимного позиционирования могут быть в пределах 2-3 м, а локальное позиционирование сопряженных элементов (особенно носового элемента) позволяет уменьшить ошибки до 20 см.

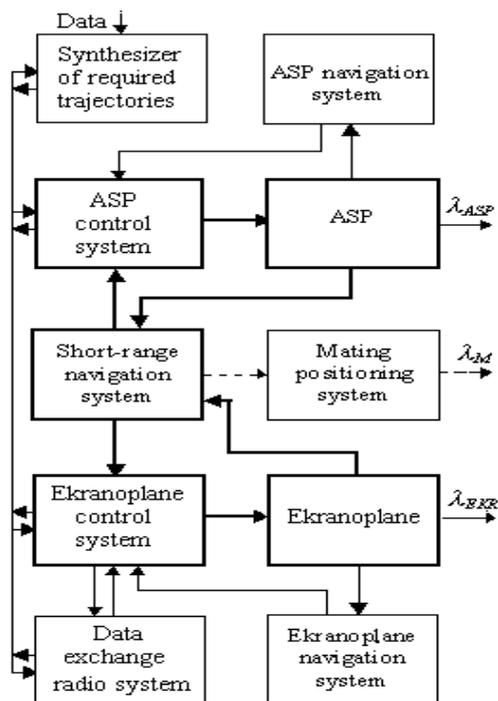


Рис. 3. Обобщенная блок-схема комплекса управления

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проанализированы пути и достижения по снижению стоимости доставки грузов и пассажиров на околоземную орбиту за счет обеспечения многоразовости большинства элементов космических систем запуска и посадки. Несмотря на интенсивные исследования и разработки в разных странах по снижению удельной стоимости перевозки Земля – околоземная орбита – земля (или океан), до сих пор удавалось снизить ее на десятки процентов, но не в разы, что могло бы сделать экономически выгодным освоение ближнего и даже дальнего космоса, в том числе развитие там нанопроизводства для наземных нужд. Предпочтение по-прежнему

отдается не столько новизне, сколько надежности, безопасности и более быстрой экспериментальной отработке. Ни одна из существующих систем не имеет явных преимуществ – все доказали свою надежность.

Значительный промежуточный прогресс в совершенствовании средств горизонтального спуска и посадки может быть достигнут при использовании катамарана ЭК со взлетной массой около 10^3 тонн в качестве бустера и подвижной посадочной платформы для 10-местного ВКС. Возможность реализации этой прогрессивной идеи добавления полезной ступени на месте приземления ВКС (а также при ее начальном разгоне) заключается в отработке надежной стыковки двух крыльевых летательных аппаратов после их сближения и выравнивания скоростей. Результаты моделирования процесса сближения и стыковки продемонстрировали высокую точность систем автоматического управления обоих аппаратов и еще более высокую точность систем управления их относительным движением. Исходные системы были синтезированы с использованием принципа оптимальности Понтрягина. Здесь представлены постановка задачи синтеза и описание особенностей ее решения, а также обоснование требований к системам управления ЭК и ВКС.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена за счет средств программы стратегического академического лидерства Казанского (Приволжского) федерального университета ("ПРИОРИТЕТ-2030"), стратегического проекта №4.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Небылов А.В., Панферов А.И., Бродский С.А. Оптимизация системы управления сбором группы транспортных средств // 21-й симпозиум IFAC по автоматическому управлению в аэрокосмической отрасли. 27–30 августа 2019 г. Крэнфилд, Великобритания.
- [2] Княжский А.Ю., Небылов В.А. Оптимизация трехмерной траектории корабля с динамическим принципом поддержания по критерию минимальной средней истинной геометрической высоты // Достижения в области теоретической и вычислительной физики. 2020. Том 3. Вып. 3. С. 78–85.
- [3] Небылов А.В., Уотсон Дж. Аэрокосмические навигационные системы. Дж. Уайли и сыновья, 2016.
- [4] Небылов А.В., Небылов В.А. Российские экранопланы: новые перспективы международного сотрудничества // Российский инженер. 2013. № 4. С. 33–36.
- [5] Небылов А.В. Аэрокосмические датчики. Нью-Йорк: Momentum Press., 2012. 560 с.
- [6] Лян Юм, Алан Блю, Джонни Ду. Экраноплан и экраноплан. Спрингер, 2010. 468 стр.
- [7] Небылов А.В., Уотсон Дж. Аэрокосмические навигационные системы. John Wiley & Sons, Ltd, 2016. 420 с.
- [8] Небылов А.В., Уилсон П.А. Экраноплан – управляемый полет вблизи моря. Саутгемптон: WIT-press, 2001. 236 с.
- [9] Небылов А.В. Обеспечение точности управления. Берлин: Спрингер, 2004. П. 244.

Исследование методов анализа максимальной ошибки управления

А.В. Небылов

Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения (ГУАП)
Санкт-Петербург, Россия
nebylov@aanet.ru

А.А. Кузнецов

Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения (ГУАП)
Санкт-Петербург, Россия
alexkuz2008@rambler.ru

Аннотация—Рассматривается задача синтеза системы автоматического управления движением по критерию минимума максимальной ошибки управления. Дается определение максимальной ошибки управления. Задача особенно актуальна для управления посадкой самолетов, широкого круга задач наведения, управления полетом в режиме следования рельефу местности, в режиме стабилизации малой высоты полета WIG-аппарата. Максимальная возможная величина динамической ошибки строго оценивается по заданным максимальным значениям нескольких производных задающего воздействия. Эти числовые данные легко найти экспериментально или на основе априорного теоретического исследования. Рассматривается максимальная величина ошибки управления углом тангажа самолета с помощью астатического автопилота при ограничении задающего воздействия и его производных.

Ключевые слова—управление движением, максимальная ошибка управления.

1. ВВЕДЕНИЕ

При решении задачи синтеза системы автоматического управления движением по точностному критерию предполагается, что заданы класс рассматриваемых систем, свойства желаемой траектории движения, свойства погрешности навигационного измерителя, а также основные показатели качества управления, которые требуется ограничить некоторой приемлемой величиной. Объем известной информации о свойствах воздействий должен позволять производить вычисление показателя качества или хотя бы его оценку сверху для всех рассматриваемых вариантов системы. Для линейных систем обычно возможна аналитическая оценка для каждого варианта передаточной функции системы, для нелинейных систем приходится использовать математическое моделирование.

В настоящее время при решении задач динамической фильтрации, как правило, применяются методы, использующие среднеквадратичный критерий точности при полном спектрально-корреляционном описании всех воздействий. Такой подход прекрасно методически отработан и используется во многих вариантах так называемых посткалмановских фильтров [1–4].

С практической точки зрения данный подход имеет два существенных недостатка:

- спектральные и корреляционные характеристики воздействий как правило точно не известны, для их описания приходится рассматривать их предельно упрощенные модели в виде экспоненциально-корреляционного шума;
- на практике важно ограничивать не среднеквадратичную, а максимальную величину ошибки; это

особенно важно при посадке самолета, стыковке аэрокосмических аппаратов и других задачах.

При синтезе робастных динамических систем и отказе от применения спектральных моделей воздействий применяются числовые характеристики данных воздействий и их производных. Основными характеристиками являются максимальные значения самого воздействия и его производных, что создает условия для использования максимальной ошибки управления при исследовании самой системы управления. В этом случае максимальная ошибка будет являться наиболее объективной характеристикой точности управления.

Максимальная ошибка – строго определенная величина, получаемая при наиболее неблагоприятном входном задающем воздействии на систему. Для определения величины максимальной ошибки управления достаточно рассмотреть задающее воздействие с ограничением одной производной, порядок которой совпадает с порядком астатизма рассматриваемой системы [5]. Для статических систем можно задать только максимальное значение задающего воздействия.

Для точного вычисления максимальной ошибки фактически нужно подобрать наиболее неблагоприятную комбинацию воздействий, максимизирующую ошибку. Это не стохастическая, а вполне детерминированная задача, для решения которой спектрально-корреляционные характеристики бесполезны. Но какая-то априорная информация о воздействиях должна быть известна. Можно утверждать, что наиболее достоверными и полезными числовыми данными о свойствах задающего воздействия $g(t)$ являются максимальные значения нескольких его производных, обычно двух или трех, т.е. максимальные величины перемещения, скорости и ускорения, входящих в неравенства

$$|g^{(i)}(t)| \leq g_M^i, \quad i = \overline{K, N}, \quad 0 \leq K \leq N. \quad (1)$$

Как уже было отмечено, чаще всего $K = 0$, $N = 2$, $i = \overline{0, 2}$.

Прежде чем ставить задачу синтеза системы автоматического управления, соответствующей заданным требованиям к точности, необходимо убедиться, что имеющейся априорной информации о свойствах внешних воздействий достаточно для оценки точности для всех рассматриваемых вариантов системы. И желательно, чтобы вывод численного значения для принятого показателя точности производился достаточно просто или, по крайней мере, легко алгоритмизировался.

Целью работы является анализ существующих методов определения максимальной ошибки управления при

ограничении нескольких производных задающего воздействия и их усовершенствование при решении содержательных задач аэрокосмической направленности.

II. ОЦЕНКА МАКСИМАЛЬНОЙ ОШИБКИ УПРАВЛЕНИЯ

Рассматриваются линейные системы с частотными передаточными функциями разомкнутого контура:

$$W(j\omega) = \frac{1 + b_1 j\omega + \dots + b_{n-1} (j\omega)^{n-1}}{a_k (j\omega)^k + a_{k+1} (j\omega)^{k+1} + \dots + a_n (j\omega)^n}. \quad (2)$$

Параметры передаточной функции $\{a_i\}_k^n, \{b_j\}_1^{n-1} \in [0, \infty)$ считаются постоянными и известными.

При единичной главной обратной связи передаточная функция замкнутой системы $H(j)$ и передаточная функция по ошибке $H_e(j)$ будут иметь вид:

$$H_e(j\omega) = [1 + W(j\omega)]^{-1}, \quad (3)$$

$$H(j\omega) = W(j\omega)[1 + W(j\omega)]^{-1}. \quad (4)$$

Пусть динамическая система описывается следующей передаточной функцией:

$$E(p) = H_e(p) \cdot G(p), \quad (5)$$

где $G(p)$ – образ Лапласа входного воздействия (управления), $E(p)$ – образ Лапласа выходного значения системы (ошибки системы), $H_e(p)$ – передаточная функция ошибки системы.

Применяя теорему свертки, получаем

$$e(T) = \int_0^T h(T - \tau) \cdot g(\tau) d\tau, \quad (6)$$

где $h(\tau)$ – импульсная функция системы, являющаяся исходным образом $H_e(p)$ и определяемая из обратного преобразования Лапласа

$$h(t) = L^{-1}\{H_e(p)\}. \quad (7)$$

Для точного определения максимальной ошибки управления необходимо найти наиболее неблагоприятное задающее воздействие $g_n(t)$. Такое воздействие должно обеспечить максимизацию подынтегральной функции (6). С учетом ограничений на производные задающего действия до K -го порядка

$$|g^{(K)}(t)| \leq g_M^{(K)}, \quad 0 \leq K \leq N \quad (8)$$

соответствующая астатизму системы K -я производная задающего действия определяется как

$$g_n^{(K)}(t) = g_M^{(K)} \cdot \text{sign}(h(T-t)). \quad (9)$$

Тогда максимальная ошибка системы:

$$e_{gmK} = \int_0^T h(\tau) \cdot g_n^{(K)}(T - \tau) d\tau = g_M^{(K)} \cdot \int_0^T |h(t)| dt. \quad (10)$$

Ограничению (8) принадлежит воздействие вида

$$g(t) = g_0 + \dot{g}_0 t + \dots + \frac{g_0^{(K-1)} t^{K-1}}{(K-1)!} + \frac{g_M^{(K)} t^K}{K!}. \quad (11)$$

При задающем воздействии (11) ошибка в установившемся режиме будет изменяться по закону

$$e(t) = c_0 g(t) + c_1 \dot{g}(t) + \dots + \frac{c_{K-1} g^{(K-1)}(t)}{(K-1)!} + \frac{c_K g_M^{(K)}}{K!}, \quad (12)$$

где c_i – коэффициенты ошибок, определяемые следующим образом:

$$c_i = \left. \frac{d^i H_e(s)}{ds^i} \right|_{s=0}, \quad i = \overline{0, K}. \quad (13)$$

Так как описываемое (11) воздействие и его младшие производные могут иметь бесконечно большие начальные значения или неограниченно нарастать со временем, то необходимое условие конечности ошибки – равенство нулю коэффициентов ошибок (13) при $i = \overline{0, K-1}$. Т.е. система должна обладать астатизмом K -го порядка и выше. В противном случае постановка задачи о вычислении максимальной ошибки лишена смысла.

III. ПРИМЕР

Рассматривается пример исследования системы управления углом тангажа самолета с помощью астатического автопилота с различными передаточными числами. Данная система управления обладает астатизмом первого порядка.

Структурная схема системы управления углом тангажа самолета с помощью астатического автопилота представлена на рис. 1.

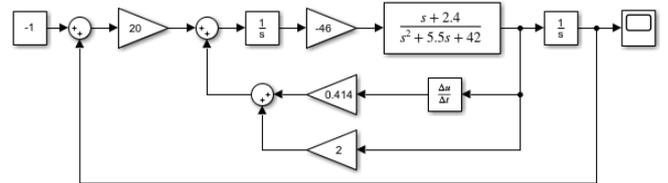


Рис. 1. Структурная схема системы управления углом тангажа самолета с помощью астатического автопилота

Вид сигнала, представляющего наиболее неблагоприятное воздействие при наложенном ограничении на данное задающее воздействие, представлен на рис. 2.

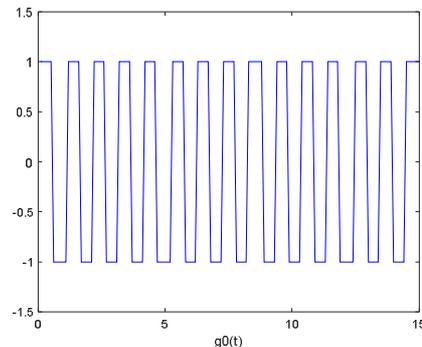


Рис. 2. Наиболее неблагоприятное задающее воздействие при наложенном ограничении на это задающее воздействие

Максимальная ошибка управления при указанном задающем воздействии представлена на рис. 3.

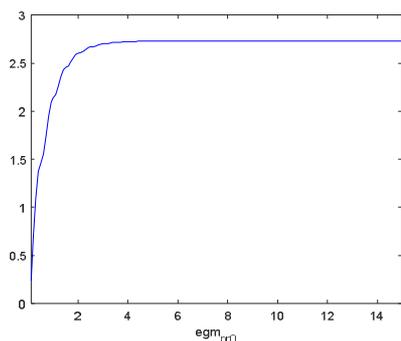


Рис. 3. Максимальная ошибка управления при наиболее неблагоприятном задающем воздействии при наложенном ограничении на это задающее воздействие

При наложении ограничений на первую производную задающего воздействия с порядком, совпадающим с астатизмом системы, т.е. $K=1$, вид наиболее неблагоприятного задающего воздействия будет иметь пилообразную форму, как показано на рис. 4.

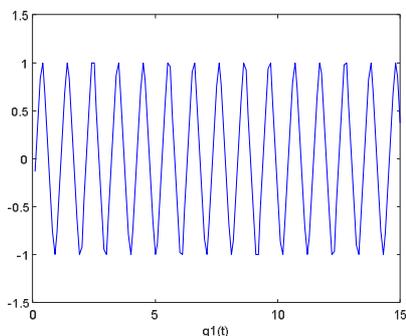


Рис. 4. Наиболее неблагоприятное задающее воздействие при наложенном ограничении на 1-ю производную этого задающего воздействия

Максимальная ошибка управления при наложении ограничений на первую производную задающего воздействия представлена на рис. 5.

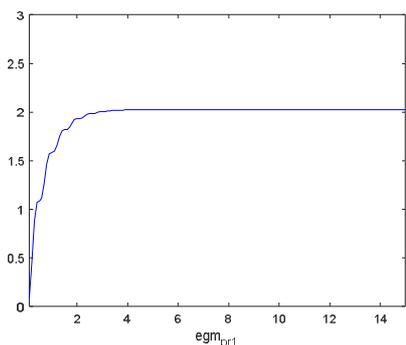


Рис. 5. Максимальная ошибка управления при наиболее неблагоприятном задающем воздействии при наложенном ограничении на 1-ю производную этого задающего воздействия

Как видно из представленных графиков, при ограничении производных задающего воздействия с порядком $K=1$ максимальная ошибка управления системы уменьшается. С увеличением порядка производной максимальная ошибка управления также уменьшается.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено исследование методов определения максимальной ошибки управления для систем с астатизмом K -го порядка на примере системы управления углом тангажа с помощью астатического автопилота.

При исследовании системы проводилась оценка максимальной ошибки управления для двух случаев наложения ограничений: в первом случае ограничения накладываются на задающее воздействие, во втором случае – на задающее воздействие и его производную первого порядка, соответствующую астатизму системы. Проведено сравнение результатов, полученных для двух случаев наложения ограничений на задающее воздействие и его производные. Из полученных результатов видно, что увеличение порядка ограничиваемой производной приводит к уменьшению максимальной ошибки управления. Таким образом, можно утверждать, что при синтезе системы достаточно ограничить только задающее воздействие. При исследовании не учитывались внешние возмущения, накладываемые на систему.

Имея оценку величины максимальной ошибки, можно аналитически или численно решать задачи синтеза линейных систем с заданной точностью и максимальной простотой, а также задачи оптимизации системы по критерию минимума максимальной суммарной ошибки. При этом синтез оптимальных систем по данному критерию дает системы с более узкой полосой пропускания.

БЛАГОДАРНОСТЬ

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках договора о финансировании № ФСРФ-2020-0004 от 01 июня 2020 г.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Cassam, S.A., Tong Leong Lim, Robust Wiener Filters, Journal of the Franklin Institute, 1977, vol. 304, no.4/5.
- [2] Nebylov, A.V., Structural optimization of motion control system close to the rough sea, 13th World Congress of IFAC, San Francisco, 1996, vol. Q., p. 378.
- [3] Nebylov, A.V., Watson J., Aerospace Navigation Systems, J. Wiley and Sons, UK, 2016, 392 p.
- [4] Looze, P., Poor, H., Minimax Control of linear stochastic systems with noise uncertainty, IEEE Trans. Automatic control, 1983, vol. AC, 28, no.9, p. 882.
- [5] Небылов А.В. Гарантирование точности управления. Москва: Наука: Физматлит, 1998.

Исследование интеллектуальной системы парковки автомобиля

Ц. И.
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
yijianfeng3639@email.com

М.С. Селезнева
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
m.s.selezneva@mail.ru

К.А. Неусыпин
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
neysipin@mail.ru

Аннотация—В данной статье проведены анализ и оценка современных разработанных систем автоматической парковки автомобиля. Рассмотрены перспективные интеллектуальные системы, основанные на теории функциональных систем П.К. Анохина, которые могут быть использованы для управления автомобилем при парковке. Выделена структура интеллектуальной системы парковки автомобиля, основанная на функциональной схеме интеллектуальной системы.

Ключевые слова—автомобиль, система автоматической парковки, интеллектуальная система, функциональная система П.К. Анохина, акцептор действия.

1. ВВЕДЕНИЕ

Постоянный рост мирового населения и бурное развитие экономики, науки и технологий привели к резкому увеличению количества транспортных средств в городе, а парковочные места в городе становятся все более плотными и узкими. В сложной городской парковочной среде даже опытные автомобилисты столкнутся с трудностями при парковке. Поэтому парковка автомобиля считается одним из наиболее сложных маневров.

Достижения в кибернетике, информатике и, в частности, искусственном интеллекте привели к решению сложной проблемы парковки автомобиля. Не так давно в современные автомобили стала устанавливаться система автоматической парковки. И способность автоматической парковки автомобиля является самой популярной среди различных способностей беспилотных автомобилей. Конечная цель интеллектуальной системы парковки автомобиля – дать людям возможность достичь «свободы последней мили».

II. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПАРКОВКИ АВТОМОБИЛЯ

Система автоматической парковки автомобиля (САПА) – это система маневров, которая автоматически припаркует автомобиль на месте без участия водителя.

САПА позволяет: минимизировать время поиска свободного места для стоянки, оптимизировать занятое пространство в паркинге, что дает возможность большему количеству автомобилей использовать данную область, и уменьшить время самого маневра парковки, при этом сводя к минимуму создаваемые помехи для движения и угрозы для жизни водителей и пешеходов [9].

Существуют различные технологии управления автоматической парковкой, в основном включая технологию нечеткого управления, технологию управления байесовским программированием, технологию планирования траектории и отслеживания пути, а также технологию искусственного интеллекта [10–12].

В технологии нечеткого управления парковкой разработка нечеткого регулятора основана на опыте экспер-

тов и постоянной наладке, а для этого требуется много времени. В этой технологии исходное положение парковки, а также длина и ширина парковочного места имеют большее влияние на качество автоматической парковки.

В технологии управления байесовским программированием, а также в технологии планирования траектории и отслеживания пути парковка осуществляется по определенной траектории, полученной при помощи математической модели поворота автомобиля.

Наиболее распространенным вариантом математического описания поворота автомобиля является «велосипедная модель», которая представлена на рис. 1 [13].

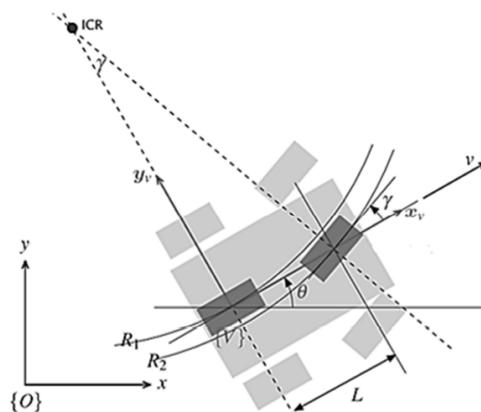


Рис. 1. «Велосипедная модель» поворота автомобиля

Система уравнений, описывающая зависимость координат и ориентации автомобиля от его скорости и угла поворота рулевых колес имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v \cdot \cos \theta, \\ \dot{y} &= v \cdot \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= \frac{v}{L} \cdot \tan \gamma, \end{aligned} \quad (1)$$

где v – скорость автомобиля; θ – угловая скорость; L – расстояние между центрами задней и передней осей; γ – угол поворота рулевого колеса.

Тогда выражение для проекции скорости автомобиля относительно системы координат $\{O\}$ на ось y системы координат $\{V\}$ имеет вид:

$$\dot{y} \cdot \cos \theta - \dot{x} \cdot \sin \theta = 0 \quad (2)$$

что описывает неголономное ограничение, присущее данному виду автомобиля.

Определенный путь означает ограничения. Хотя система проста в реализации, она предъявляет строгие требования к начальному положению парковки и размеру парковочного места, а также недостаточно гибка или интеллектуальна.

Существующие системы автоматической парковки автомобиля включают в себя блок сбора данных об окружающей среде, блок управления и исполнительные устройства. Вышеуказанный блок сбора данных об окружающей среде обычно состоит из системы получения изображений и системы определения расстояния, установленной на транспортном средстве (с помощью ультразвуковых датчиков или радиолокационных систем миллиметрового диапазона).

В зависимости от конструкции всего различают два основных вида систем автоматической парковки: полностью автоматический и полуавтоматический [14].

Полностью автоматическая система позволяет исключить участие автомобилиста. Система сама найдет место и выполнит все маневры. Автомобилист даже может выйти из машины и наблюдать за процессом со стороны, запуская и отключая систему с пульта управления (например, мобильный телефон или умные часы). Также можно в любой момент перейти в полуавтоматический режим.

Полуавтоматическая система требует участия автомобилиста. Автомобилисту нужно регулировать скорость автомобиля педалью тормоза. В процессе парковки рулевое управление и система курсовой устойчивости находится под контролем блока управления. На экране информационного дисплея появляются подсказки для автомобилиста о необходимости остановиться или переключить передачу для движения вперед или назад.

Работу системы автоматической парковки автомобиля можно разделить на два этапа: поиск свободного парковочного пространства и собственно выполнение маневра [15]. При поиске свободного парковочного пространства системе автоматической парковки нужно осуществлять идентификацию типа парковочного места: перпендикулярный или параллельный.

На рис. 2 представлена схема процесса парковки автомобиля с САПА. При запуске САПА система позволяет измерять положение автомобиля, парковочного места и препятствий с помощью датчиков ультразвука и изображения. Далее система парковки может планировать траекторию движения автомобиля для парковки. Затем в соответствии с режимом, автоматическим или полуавтоматическим, система парковки выбирает и контролирует скорость и направление движения автомобиля. Т.о., реализуется автоматическая парковка.

В настоящее время система автоматической парковки у разных производителей имеет индивидуальные наименования, используются следующие названия:

- Фольксваген – Park Assist, а также Park Assist Vision;
- Тойота и Лексус – Intelligent Parking Assist System;
- Опель – Advanced Park Assist;
- Форд и Мерседес Бенц – Active Park Assist;
- БМВ – Remote Park Assist System и другие.

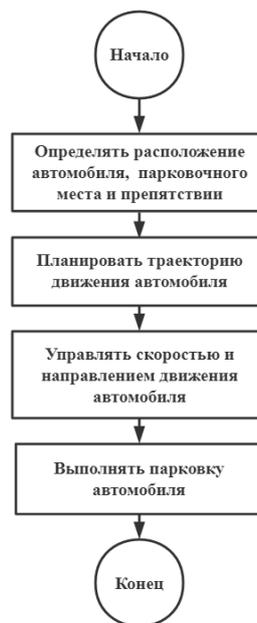


Рис. 2. Схема процесса парковки автомобиля с САПА

III. ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА ПАРКОВКИ АВТОМОБИЛЯ

На основе анализа вышесказанных разработанных систем автоматической парковки автомобиля можно обнаружить, что подобные системы предъявляют строгие требования к расположению, направлению и размеру парковочного места, и они не справляются со сложными условиями лучше, чем опытные автомобилисты.

Достижения в кибернетике, информатике и искусственном интеллекте привели к появлению некоторых новых средств моделирования, управления и оптимизации сложных нелинейных систем управления. На стыке современной теории управления, искусственного интеллекта, нейрофизиологии и микроэлектроники, активно формируется и развивается область исследования и разработок – интеллектуальное управление [1, 2].

Искусственный интеллект уже давно использовался в теории и практике управления различными динамическими объектами, в частности автомобилями. Теперь многие производители разрабатывают беспилотные автомобили с применением искусственного интеллекта.

В настоящее время нет типовой архитектуры интеллектуальных систем управления. Довольно признаваемым является определение: интеллектуальная система управления должна иметь способность воспринимать информацию о процессах, возмущениях и условиях функционирования, выводить заключения и обучаться [3, 4].

Одним из перспективных направлений синтеза интеллектуальных систем (ИС) является симбиоз динамических экспертных систем, принятия решений, акцептора действия, адаптивного управления и оценивания, объединенных в рамках функциональных систем [5].

Основными преимуществами использования теории функциональных систем П.К. Анохина для теории и практики ИСУ, являются универсальная архитектура функциональных систем, а также отточенные эволюцией механизмы функциональных систем [6–8].

Функциональная схема ИС представлена на рис. 3.

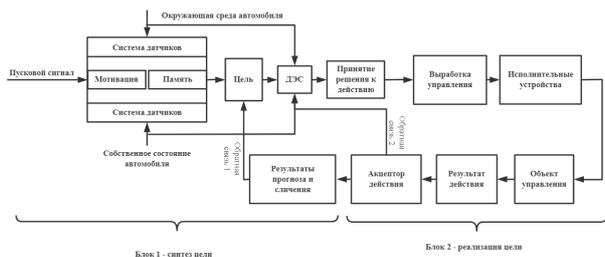


Рис. 3. Функциональная схема интеллектуальной системы

В блоке синтеза цели на основе памяти и мотивации, информации о внешней среде, собственном состоянии ИС осуществляется формирование цели функционирования системы. Далее сигнал поступает в динамическую экспертную систему (ДЭС) и систему принятия решений. На основе этой информации вырабатывается управление.

Результаты воздействия управления на объект поступают в акцептор действия. Акцептор действия, являющийся основой функционирования ИСУ, включает в себя алгоритм построения прогнозирующих моделей, прогноза параметров будущих состояний и сопоставления прогнозируемых результатов с результатами, полученными в реальности.

Затем информация о соответствии результатов действия и прогноза передается в ДЭС и блок синтеза цели.

Таким образом, при несоответствии результатов действия и прогноза вырабатывается новое управляющее воздействие или новая цель. Если же результаты действия соответствуют прогнозу, то цель ИС выбрана правильно и управление реализуется эффективно.

Подобная структура ИС является универсальной и может служить основой при синтезе систем управления различными динамическими объектами, в том числе и автомобилем.

Таким образом, в этой статье предлагается новая интеллектуальная система парковки автомобиля (ИСПА) – система, которая разработана на основе теории функциональных систем П.К. Анохина.

Структура ИСПА представлена на рис. 4. С помощью применения датчиков ультразвука и изображения можно производить поиск и идентификацию расположения парковочного места, автомобиля и препятствия. Затем на основе данных расположения ИСПА определяет целевое место стоянки автомобиля, а именно формулируется цель ИСПА. Далее эти данные поступают в ДЭС и систему принятия решений. На основе этих данных ДЭС позволяет: строить карты парковочного места с помощью метода SLAM, т.е. одновременной локализации и построения карты; вырабатывать траекторию движения с использованием «велосипедной модели» поворота автомобиля.

В акцепторе действия ИСПА происходит формирование прогнозирующей модели на основе результатов действия и осуществляется прогноз дальнейшего изменения параметров расположения автомобиля. Затем, по истечении некоторого времени, прогноз периодически сравнивается с реальным состоянием автомобиля, ситуация оценивается посредством экспертной системы, ан-

самбля критериев. На основе этой информации принимается решение о дальнейшем управлении автомобилем.



Рис. 4. Структура интеллектуальной системы парковки автомобиля: АПР – алгоритм поиска и идентификации расположения объекта

Нужно отметить, что в случае возникновения внешних изменений (движения других автомобилей и людей) необходимо постоянно адекватную модель движения, ее приходится строить заново или корректировать имеющуюся модель движения.

ИСПА представляет собой измерительный комплекс, снабженный соответствующим программным обеспечением.

В ИСПА в качестве базовой измерительной системы использована ультразвуковая измерительная система (УИС). Система изображения, GPS и другие измерительные системы применяются в качестве дополнительных внешних датчиков информации с целью повышения точности выходной информации. Структура измерительного комплекса ИСПА представлена на рис. 5.

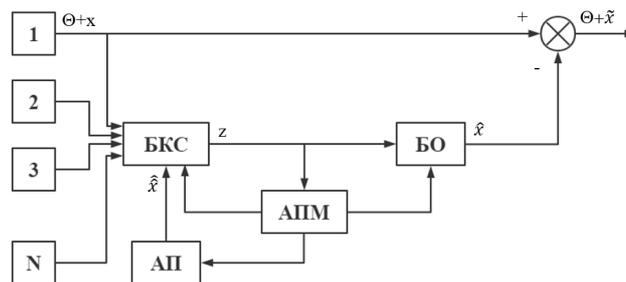


Рис. 5. Структура измерительного комплекса ИСПА

На рис. 5 введены следующие обозначения: 1 – базовая измерительная система, т.е. ультразвуковая система измерения дальности; 2, ..., N – датчики и измерительные системы внешней информации; z – измерительные данные; БО – блок оценивания; Θ – истинная информация о местоположении; x – погрешности УИС; \hat{x} – оценки погрешности УИС; \tilde{x} – ошибка оценивания; $\hat{\hat{x}}$ – прогноз погрешностей УИС; БКС – блок комплексирования и сравнения; АПМ – алгоритм построения модели; АП – алгоритм прогноза.

В БКС определяются степени наблюдаемости, формируются измерения для алгоритмов оценивания и построения прогнозирующих моделей, а также проводится сравнение текущей апостериорной информации с результатами прогноза.

В АПМ математическая модель получается на основе проведенных измерений, которая используется в алгоритме оценивания для определения состояния ИСПА, а также в критерии селекции. Когда автомобиль едет по подземной стоянке и свет тусклый, для построения прогнозирующей модели применяют алгоритм самоорганизации.

Результаты обработки информации позволяют определить наилучший состав ИСПА. В процессе функционирования проводятся измерения, вычисляются значения критерия селекции при использовании каждого внешнего датчика совместно с УИС, проводится построение модели, прогноз и сличение прогноза с результатом действия, оценивается вектор состояния, включающий погрешности УИС, осуществляется коррекция погрешностей УИС, определяется оптимальная структура ИСПА, которая будет использована на интервале прогнозирования.

БО реализуется посредством алгоритма оценивания, например модификации фильтра Калмана. С выхода алгоритма оценивания оценка погрешности поступает в выходную информацию комплекса ИСПА. Таким образом, происходит коррекция информации местоположения автомобиля.

В данной статье предложенная ИСПА позволяет значительно увеличивать точность построения карты парковочного места, устойчивость и безопасность парковки автомобиля в сложных условиях.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследованы существующие системы автоматической парковки автомобиля и интеллектуальные системы парковки автомобиля, основанные на теории функциональных систем П.К. Анохина. Представлен принцип работы систем автоматической парковки автомобиля. На основе сравнения САПА и ИСПА сделан вывод о преимуществе ИСПА. Таким образом, разработана интеллектуальная система парковки автомобиля, основанная на теории функциональных систем П.К. Анохина.

БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-79-10005).

ЛИТЕРАТУРА

[1] Proletarsky, A.V. and Neusypin, K.A., Reserch scalar filtering algorithm with selforganization method for modeling control system, Science and Military, 2010, vol. 5, no 2, pp. 80–82.

- [2] Proletarsky, A.V., Shen, K., Neusypin, K.A., Intelligent control systems: contemporary problems in theory and implementation in practice, 5th International Workshop on Computer Science and Engineering: Information Processing and Control Engineering, WCSE 2015-IPCE Information Processing and Control Engineering, Programme, 2015.
- [3] Неусьпин К.А. Системный синтез систем управления с интеллектуальной компонентой // Автоматизация и современные технологии. 2007. № 3. С. 35–39.
- [4] Селезнева М.С., Неусьпин К.А. Разработка измерительного комплекса с интеллектуальной компонентой // Измерительная техника. 2016. № 9. С. 10–14.
- [5] Анохин П.К. Биология и нейрофизиология условного рефлекса. М.: Медицина, 1968.-325 с.
- [6] Фам С.Ф., Цибизова Т.Ю. Методы построения математических моделей: генетические алгоритмы // Достижения вузовской науки: Труды международной научно-практической конференции (Московская область, г. Дедовск, 15–20 сентября 2014 г.). Ч. 2. М.: ИИУ МГОУ, 2014. С. 158–162.
- [7] Неусьпин К.А., Пролетарский А.В., Чжо Зин Хтут. Редуцированная динамическая экспертная система с интеллектуальной компонентой для контроля прицельно навигационного комплекса ЛА // Автоматизация. Современные технологии. 2017. Т. 71, № 8. С. 356–360.
- [8] Цибизова Т.Ю. Синтез алгоритма прогноза для системы управления летательным аппаратом // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2006. № 4. С. 52–54.
- [9] Серых Е.В. Система управления автономной парковкой четырёхколёсного транспортного средства // Всероссийская научная конференция по проблемам управления в технических системах. 2015. С. 404–406.
- [10] Sugeno, M., Murakami K. Fuzzy parking control of model car, Proceedings of 23rd Conference on Decision and Control Las Vegas, 1984. С. 902–903.
- [11] Priscilla Pek Su-Jin, Oliver Lebeltel, Christian Laugier, Parking a Car using Bayesian Programming, Seventh International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision, 2002, pp. 728–733.
- [12] Bernhard, M., Joachim, D., Stefan, G., Trajectory Generation and Feedforward Control for Parking a Car, International Conference on Control Applications Munich, Germany, 2006. pp. 163–168.
- [13] Peter Corke. Robotics, Vision and Control Fundamental Algorithms in MATLAB, Springer Tracts in Advanced Robotics, 2011.
- [14] АВТОРАЗБОР. URL: <https://avtokart.ru/opyt-i-sovety/parking-assist.html> (Дата обращения:13.09.2021).
- [15] Папст А.Е., Арышев О.Н. Система автоматической парковки // VI Всероссийская научно-практическая конференция для студентов и учащейся молодежи «Прогрессивные технологии и экономика в машиностроении». 2014. С. 339–341.

Навигация АНПА в ближнем поле в интересах решения задачи приведения к причальному устройству

А.М. Грузликов
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
г. Санкт-Петербург, Россия
agruzlikov@yandex.ru

Аннотация—Статья посвящена вопросу определения координат и углов ориентации автономного необитаемого подводного аппарата относительно высокочастотной гидроакустической системы ближнего радиуса действия. Задача навигации предполагает маневрирование аппарата, что приводит к формированию зон с различной акустической видимостью излучателей приемными элементами аппарата и необходимостью последовательного решения задачи навигации с уменьшением получаемой информации и использованием результатов, полученных на начальных этапах приведения.

Ключевые слова—автономный необитаемый подводный аппарат, гидроакустическая навигационная система, ближнее поле, задача приведения.

I. ВВЕДЕНИЕ

Целью работы является решение задачи навигации с использованием высокочастотной гидроакустической системы приведения ближнего радиуса действия в интересах решения задачи стыковки автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) к причальному устройству [1–3].

Гидроакустическая система приведения включает две приемные антенны, которые размещаются под килем АНПА в кормовой и носовой части, а также четыре излучателя, устанавливаемые по краям причального устройства (нос, корма, левый и правый борт) и осуществляющие периодическое ненаправленное излучение сигнала (рис. 1). Следует отметить, что при работе гидроакустической системы неизбежно появление сильной реверберационной помехи, как следствие, при излучении маяками используются тональные сигналы одной частоты с разнесением по времени излучения таким образом, чтобы по периоду обнаружения сигнала можно было однозначно идентифицировать источник излучения.

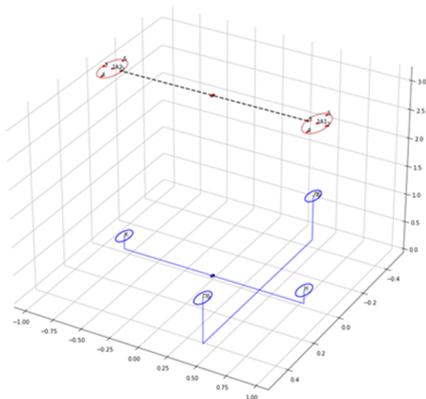


Рис. 1. Навигация АНПА в ближнем поле

Задача приведения АНПА предполагает маневрирование аппарата и последовательное приближение к причальному устройству, что приводит к необходимости решения задачи определения координат и углов ориентации относительно причального устройства при различной акустической видимости излучателей приемными элементами антенн.

При маневрировании АНПА можно выделить три зоны видимости приемниками различных излучателей:

- зона 1 – в зоне видимости каждой антенны находятся все четыре излучателя;
- зона 2 – в зоне видимости каждой антенны находятся три излучателя;
- зона 3 – в зоне видимости каждой антенны находится по одному излучателю.

Для успешного решения задачи приведения АНПА к причальному устройству необходимо обеспечить ошибку позиционирования аппарата в момент стыковки (в зоне 3) в пределах нескольких сантиметров. Решение становится возможным при использовании информации по оценке времени излучения маяками при прохождении АНПА в зоне 1 и в зоне 2.

В работе приводятся результаты натурной апробации разработанного алгоритма оценки координат и углов ориентации на макете АНПА и макете причального устройства, полученные в испытательном бассейне АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для решения задачи навигации при нахождении АНПА в зоне 1 предварительно выполняются следующие действия:

- 1) обнаружение сигналов от маяков причального устройства. Пусть \hat{t}_i – это оценка времени получения сигнала на входе i приемника ($i \in 1:10$);
- 2) идентификация маяков согласно временной диаграммой последовательности излучений. Пусть \hat{t}_i^j – это оценка времени получения сигнала \hat{t}_i с учетом идентификации излучения сигнала от маяка ($i \in 1:10, j \in 1:4$). При этом координаты $(x, y, z)^j$ и последовательность времен излучения маяков считаются известными.

Требуется разработать метод (F_{nav1}), осуществляющий преобразование множества оценок времен принятых на антенны аппарата сигналов от маяков в координаты $(\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z})$, углы ориентации АНПА $(\tilde{\alpha}, \tilde{\beta}, \tilde{\gamma})$ и время излучения от первого маяка (\tilde{t}^1):

$$\langle \hat{t}_i^j, (x, y, z)^j \rangle_{i \in 1:10, j \in 1:4} \xrightarrow{F_{nav1}} (\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}, \tilde{\alpha}, \tilde{\beta}, \tilde{\gamma}, \tilde{t}^1).$$

Тогда при нахождении АНПА в зоне 2, задача навигации определяется как

$$\langle \hat{t}_i^j, (x, y, z)^j, \tilde{t}^1 \rangle_{(i,j)} \xrightarrow{F_{nav2}} (\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}, \tilde{\alpha}, \tilde{\beta}, \tilde{\gamma}, \tilde{t}^1),$$

где пары $(i, j) \in \{(1: 5, 1), (1: 5, 3: 4), (6: 10, 2: 4)\}$ определяют область видимости излучателей приемными элементами антенн АНПА.

Тогда при нахождении АНПА в зоне 3 задача навигации определяется как

$$\langle \hat{t}_i^j, (x, y, z)^j, \tilde{t}^1 \rangle_{(i,j) \in \{(1:5,1), (6:10,2)\}} \xrightarrow{F_{nav3}} (\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}, \tilde{\alpha}, \tilde{\beta}, \tilde{\gamma}).$$

III. МЕТОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ

A. Метод решения при нахождении АНПА в зоне 1

Определим следующий двухэтапный алгоритм решения задачи навигации. На первом этапе найдем окрестность координат и углов ориентации АНПА, на втором этапе найдем оценку времени излучения первого маяка. Разберем данное решение более подробно.

Этап 1 – поиск окрестности координат и углов ориентации. Воспользуемся подходом на основе метода обучения с учителем, где в качестве признаков будут следующие значения:

- $(t_a^j - t_b^j)_{j \in 1:4}$ – разница времен приема сигнала между парами максимально разнесенных приемных элементов (a, b) на фиксированном маяке (очевидно, что разница времен между сигналами, принятыми на приемные элементы, входящие в одну антенну, менее информативна);
- $(t_i^a - t_i^b)_{i \in 1:10}$ – разница времен приема сигнала между парами маяков (a, b) на фиксированном приемном элементе.

В качестве искомым значений зададим сетку возможных значений координаты и углов ориентации АНПА. Стоит обратить внимание, что сетку координат стоит задавать с переменным шагом для увеличения эффективности решения задачи навигации.

Предлагается использовать метод К-ближайших соседей с использованием метрики $L1$.

Этап 2. Уточнение решения навигационной задачи и определение времени сводится к решению системы алгебраических уравнений с использованием метода доверительного региона [4, 5], где в качестве ограничений и начального значения задаются координаты и углы ориентации, полученные на первом этапе.

Следует обратить внимание, что главной целью решения системы алгебраических уравнений является нахождение оценки времени излучения сигнала первым маяком \tilde{t}^1 . Полученная оценка используется для оценки дистанции в решении задачи навигации при нахождении АНПА в зоне 2 и в зоне 3.

B. Метод решения при нахождении АНПА в зоне 2 и 3

При нахождении аппарата в зоне 2 и в зоне 3 число информационных значений существенно уменьшается, что делает использование подхода по предварительному

нахождению окрестности координат (выполнение этапа 1 в зоне 1) нецелесообразным.

Определение координат и углов ориентации сводится к решению системы алгебраических уравнений на основе разностно-дальномерного метода с использованием прогнозирования времени излучения сигнала от известного маяка (например, оценка времени от первого маяка) устройства приведения [2, 3].

IV. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Обработка навигации в ближнем поле проводилась в испытательном бассейне АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон» с использованием подъемно-поворотного устройства (ППУ), на котором размещался макет АНПА. На дно бассейна размещается макет устройства приведения, к сторонам которого предварительно установлены поплавковые индикаторы. По глубине погружения поплавковых индикаторов делается вывод о корректности положения макета устройства приведения на дне измерительного бассейна (рис. 2).



Рис. 2. Постановка эксперимента в испытательном бассейне

На следующем этапе подготовки к проведению эксперимента выполняется установка (с использованием поплавковых индикаторов) оси вращения ППУ над геометрическим центром макета устройства приведения. Данное положение ППУ является исходным и принимается за начало координат (в горизонтальной плоскости). Отсчет вертикальной координаты производится от плоскости крепления поплавковых индикаторов при отсутствии крена/дифферента макета устройства приведения или от точки крепления поплавкового индикатора, имеющего максимальную глубину, при наличии крена/дифферента.

Проверка выполнения решения задачи навигации проводится в следующей последовательности:

- ППУ с закрепленными на нем посредством держателя приемными антеннами устанавливается в исходное положение – начало координат в горизонтальной плоскости (на оси геометрического центра устройства приведения);
- производится включение излучения маяков в соответствии с заданной временной диаграммой;
- производится смещение ППУ в заданную точку (в горизонтальной плоскости) и на заданную глубину для обеспечения условий текущей проверки. Контроль перемещения ППУ осуществляется посредством пульта управления ППУ комплекса испытательного бассейна;

- производится (при необходимости) поворот ППУ с закрепленными приемными антеннами на заданный угол;
- исходя из заданных смещений в вертикальной и горизонтальной плоскостях вычисляются фактические значения координат ППУ. Полученные значения принимаются в качестве опорных для последующей проверки выполнения норм предъявляемых к решению задачи навигации.

Эксперимент состоит в размещении макета АНПА в заданных точках координат относительно макета устройства приведения с различными углами поворота в горизонтальной плоскости и получении оценок в реальном масштабе времени. Работа в зоне 2 и 3 (видимость приемных антенн только одного излучателя) проводилось с переходом из зоны 1.

Следует отметить, что размеры макетов АНПА и устройства приведения в несколько раз меньше размеров их штатных аналогов.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные в результате апробации разработанного алгоритма навигации оценки СКО по дистанции и угловых координат (в горизонтальной плоскости) не превышали заданных пороговых значений с учетом пересчета исходных требований по точности приведения АНПА к размерам используемых при испытании макетов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ivanov, D.S., Koptev, M.D., Tkachev, S.S., Shachkov, M.O., Docking algorithm for flexible microsatellite mock-ups on planar air-bearing test bench, Keldysh Institute Preprints, 2017, no. 110, 24 p.
- [2] Zou, J., Sun, Y., and Wan, Q., An alternating minimization algorithm for 3-D target localization using 1-D AOA measurements, *IEEE Sens Lett.*, 2020, 4(6): 7002104.
- [3] Yang, K., Wang, G., and Luo, Z.Q., Efficient convex relaxation methods for robust target localization by a sensor network using time differences of arrivals, *IEEE T Signal Process*, 2009, 57(7): 2775–2784.
- [4] Byrd, R., Schanabel, R.B., and Shultz, G.A., A trust region algorithm for nonlinearly constrained optimization, *SIAM J. Numer. Anal.*, 1987, 24, 1152–1170.
- [5] Yuan, Y.X., A review of trust region algorithms for optimization, *Proceedings of the 4th international congress on industrial and applied mathematics (ICIAM'99)*, Edinburgh, 2000, vol. 99, 271–282.

Минимизация высоты низколетящего аппарата при отсутствии карты высот

Княжский Александр Юрьевич
Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия
knjagskij@mail.ru

Небылов Александр Владимирович
Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия

Небылов Владимир Александрович
Кафедра аэрокосмических
измерительно-вычислительных
комплексов
Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического приборостроения
Санкт-Петербург, Россия

Abstract—в работе предложен способ минимизации высоты низковысотного беспилотного летательного аппарата при отсутствии карты высот рельефа местности. Суть способа заключается в стремлении приближаться к минимальному градиенту подстилающей поверхности. Путевой угол летательного аппарата, в пределах определенного сектора, отклоняется в сторону измерителя наклонной дальности, выдающего большее значение. Компьютерное моделирование показало, что в определенных условиях с помощью предложенного способа возможно достаточно снизить высоту беспилотного летательного аппарата.

Keywords—БПЛА, низколетящий аппарат, минимизация высоты, оптимизация траектории, управление полетом.

I. INTRODUCTION

Инерциальные системы управления летательными аппаратами имеют нарастающую в течении времени ошибку, по причине неточных начальных условий, неточной ориентации инерциальной системы, погрешностей измерителей и несовершенства алгоритма оценки местоположения. Точность оценки координат летательного аппарата можно повысить периодическим сопоставлением измеренных параметров физических полей Земли с хранящимися в памяти вычислительного устройства [1].

В качестве одного из физических полей может быть использовано поле рельефа местности, которое является наиболее стабильным для коррекции координат. Навигация по полю рельефа местности основана на измерении высоты рельефа местности на борту летательного аппарата как разности измерения абсолютной и геометрической высот полета в текущей точке траектории и сравнении этого измерения с эталонной информацией о поле в вычислительной системе. Для выполнения сравнения рассчитывается целевой функционал, характеризующий корреляцию измеренных высот с заданными. По экстремуму функционала определяют текущее местоположение летательного аппарата. Системы, работающие по данному принципу, называются корреляционно-экстремальными навигационными системами [2,3].

Известен способ навигации летательных аппаратов [4]:

1. Задают эталонную карты местности о навигационном поле земли

2. Выбирают участок местности (мерный участок), который определяется величиной допустимых отклонений ЛА по дальности

3. Измеряют с использованием одного луча радиоволн значения высот от ЛА до рельефа мерного участка в точках текущих измерений траектории движения ЛА

4. Вычисляют отклонения после прохождения ЛА мерного участка истинных геометрических высот, измеренные с помощью радиоволн, от высот, измеренных бародатчиком

5. Составляют для мерного участка текущую карту высот рельефа для составления которой используют данные о скорости ЛА и углах эволюций (тангаж, крен и курс)

6. Определяют на основе эталонной карты местности трассы, направленные вдоль мерного участка, поперек мерного участка, соответствующим шагу эталонной карты (плановые координаты эталонной карты).

7. Совмещают текущую и эталонную карты исследуемой местности.

8. Сравнивают текущую и эталонную карты путем корреляционно-экстремальной обработки реализаций с использованием разностных алгоритмов.

9. Вычисляют сигнал коррекции местоположения ЛА на основе анализа взаимных смещений эталонной и текущей карт местности мерного участка. Управляют движением ЛА путем коррекции его местоположения.

Существуют задачи, при которых необходимо двигаться на минимально допустимых высотах. Например, для мониторинга местности, нефтепровода и т.п. Для осуществления безопасного движения на минимальной высоте необходимо иметь достаточно точные данные о рельефе местности вблизи траектории полета, которые не всегда возможно получить. Таким образом, недостатком корреляционно-экстремальных навигационных систем является необходимость в наличии достаточно точной карты высот. При необходимости минимизации высоты летательного аппарата с возможностью формирования маршрута в процессе полета, частично устранить данный недостаток возможно, стремясь прокладывать траекторию преимущественно над более низкими участками подстилающей поверхности. Исследования подобного способа минимизации высоты низколетящего аппарата

вблизи взволнованной морской поверхности, заключающийся в стремлении двигаться в направлении минимального градиента морской поверхности, показали его эффективность [5-7].

Применение предлагаемого способа минимизации высоты безопасно в случае, если маневренные характеристики летательного аппарата позволяют выдерживать максимальный градиент подстилающей поверхности, находясь на опорной (заданной) истинной геометрической высоте относительно нее. Опорная истинная геометрическая высота задается таким образом, чтобы исключить вероятность столкновения с препятствием, например, деревом или строением.

II. ОПИСАНИЕ СПОСОБА МИНИМИЗАЦИИ ВЫСОТЫ БПЛА

Предложенный способ осуществляется следующим образом:

1. Задаются области местности, над которыми летательный аппарат движется в режиме минимизации высоты без использования корреляционно-экстремального метода (по причине отсутствия точных данных о высотах);

2. Оцениваются текущие координаты летательного аппарата;

3. При попадании летательного аппарата в область местности, по которой отсутствуют точные данные о высотах, как минимум в двух направлениях локационным способом измеряют наклонные дальности до подстилающей поверхности, а также вычисляют опорный путевой угол, направленный на ближайшую контрольную точку траектории (либо конечную точку траектории);

4. С учетом текущего пространственного положения летательного аппарата и измеренных наклонных дальностей вычисляют высоты подстилающей поверхности в точках отражения сигнала;

5. Путевой угол летательного аппарата отклоняется на заданную величину в направлении точки подстилающей поверхности с наименьшей высотой, если при отклонении разница между новым путевым углом и опорным не будет превышать заданный порог.

Данный способ позволяет двигаться преимущественно над ложбинами подстилающей поверхности, минимизируя среднюю высоту полета. Его реализация безопасна при отсутствии на местности высоких объектов с неизвестными координатами, с которыми существует риск столкновения.

Устройство для реализации предложенного способа изображено на рис. 1. На корпусе БПЛА, например, левой и правой полуплоскостях крыла, закрепляются два разнесенных в пространстве измерителя наклонных дальностей, наклоненных под определенным углом, например, 70 град. относительно вертикальной оси. Таким образом, чтобы оценивать дальность до рельефа подстилающей поверхности на расстоянии, дающем наибольшую эффективность реализации способа. Третий измеритель наклонной дальности закрепляется в передней части БПЛА, например, на носу, таким

образом, чтобы его луч был направлен незначительно ниже горизонтальной оси. Угол наклона определяется таким образом, чтобы за допустимый интервал времени обнаружить препятствие в направлении движения БПЛА и предотвратить столкновение с ним за счет подъема высоты.

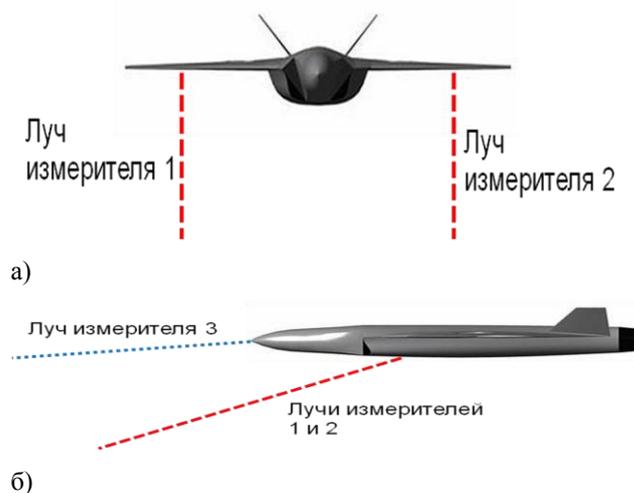


Рис. 1 – Схема размещения измерителей наклонных дальностей

Чтобы обеспечить измерение наклонной дальности, ее измеритель должен иметь достаточно узкую диаграмму направленности, например, шириной 5-10 град. Иначе, показания усреднятся по всему диапазону углов, диаграммы направленности и результат оценки будет недостоверен. Измерители наклонной дальности могут быть реализованы, например, в виде фазированных антенных решеток или устройств другого типа.

Измерения наклонных дальностей проводятся, когда крен и тангаж БПЛА близки к нулю. Поскольку данные углы вносят значительную нелинейную погрешность в измерения. Таким образом, перед измерением наклонных дальностей для принятия решения о необходимости начала следующего маневра минимизации высоты, необходимо завершить текущий маневр. При нулевом крене отклонения по тангажу в пределах нескольких градусов допустимы для оценки наклонных дальностей, используемых для определения бокового отклонения путевого угла, поскольку незначительное пропорциональное изменение обеих дальностей до областей падения диаграмм направленностей на рельеф допустимо. В случае же крена увеличение наклонных дальностей изменяется непропорционально, что вызывает значительные погрешности в оценке рельефа.

Математическое описание способа минимизации высоты

Реализацию способа можно условно разделить на три части (функции), выполняемые последовательно одну за другой:

1. Функцию формирования траектории БПЛА, прокладываемой преимущественно над более низкими участками рельефа.

2. Функцию стабилизации истинной геометрической высоты относительно опорного значения.

3. Функцию предотвращения столкновения с рельефом и объектами на нем.

Функцию формирования траектории БПЛА, прокладываемой преимущественно над более низкими участками рельефа, можно описать формулой.

$$\gamma(t) = \text{sector}(\gamma(t - \Delta t) + D_k \cdot \text{turn_direction}(l_{\Pi}(t) - l_{\Pi}(t), l^*), D_{\psi}, \gamma_B), \quad (1)$$

где $\text{sgn}(x)$ – сигнум-функция;

$$\text{turn_direction}(l, l^*) = \begin{cases} 0, & |l| \leq l^*, \\ \text{sgn } h, & |l| > l^* \end{cases}$$

l_{Π} – наклонная дальность, измеренная правым (первым) измерителем;

$l_{\text{Л}}$ – наклонная дальность, измеренная левым (вторым) измерителем;

D_k – величина изменения курса ЛА при разности показаний измерителей наклонных дальностей;

Δt – период снятия измерений с измерителей наклонных дальностей.

Физический смысл уравнения (1) заключается в том, что измеряют две наклонные дальности до подстилающей поверхности l_r и l_l , находят разницу между ними, сравнивают с пороговым значением. Если разница между наклонными дальностями больше заданного порога, то вычисляют предварительный путевой угол БПЛА, как сумму текущего путевого угла БПЛА и заданного отклонения ($\gamma(t-\Delta t) \pm D_k$) в направлении измерителя наклонной дальности, показавшего большее значение ($D_k \cdot \text{turn_direction}(l, l^*)$). Функция $\text{turn_direction}(\cdot)$ выдает 1, если меньшая наклонная дальность у левого измерителя, -1 – если у правого.

После чего результат умножается на заданный коэффициент изменения путевого угла. Если предварительный путевой угол не выходит за границы сектора допустимых направлений движения, то отклоняют путевой угол БПЛА на вычисленное значение, если выходит, то отклоняют на максимально допустимое значение (функция $\text{sector}(\cdot)$). Это обеспечивает приближение БПЛА к ложбинам подстилающей поверхности. В функции $\text{sector}(\cdot)$ первый параметр - предварительный путевой угол БПЛА, γ_{Π} – направление на конечную точку следования (цель), D_{ψ} – ширина сектора разрешенного движения.

Сектор разрешенных направлений движения задается для предотвращения ухода траектории БПЛА от цели. Поскольку для прихода к цели необходимо в процессе движения выбирать наименьший градиент подстилающей поверхности таким образом, чтобы непрерывно приближаться к ней. Для обеспечения прихода к цели сектор разрешенных направлений движения сужается по мере приближения к цели. Принцип формирования сектора разрешенных направлений движения показан на рис. 2

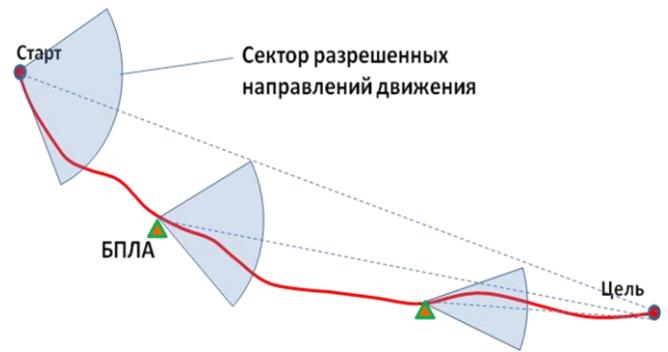


Рис. 2 – Принцип формирования сектора разрешенных направлений движения показан на рис. 2.

Функция стабилизации истинной геометрической высоты относительно опорного значения заключается в том, что измеряют разницу текущей истинной геометрической высоты и опорной. И корректируют разницу высот таким образом, чтобы истинная геометрическая высота равнялась опорной.

Функция предотвращения столкновения с рельефом и объектами на нем определена в описании способа (п. 7).

III. МОДЕЛИРОВАНИЕ

Эффективность предложенного метода оценивалась путем компьютерного моделирования. Для имитации рельефа была взята карта местности Краснодарского края и на основе нее, с использованием преобразования координат в прямоугольную систему координат, составлена матрица высот с шагом 100 м по горизонтальной плоскости. Для наглядности дополнительно уточнялись точки вершин и ложбин рельефа. Перед началом имитации движения БПЛА были заданы точки старта и конца движения (цели). В процессе движения с шагом 1 с измерялись текущие координаты БПЛА и рассчитывались наклонные дальности до рельефа подстилающей поверхности. При этом высота рельефа интерполировалась в точке касания подстилающей поверхности лучем измерителя. Результат формирования низковысотной траектории БПЛА, преимущественно над ложбинами рельефа местности приведен на рис. 3. Для наглядности на рис. 3 показана кривая, интерполированная по точкам траектории БПЛА, переведенным из прямоугольной системы координат в геодезические.

При моделировании были приняты следующие значения параметров передаточных функций БПЛА:

$$K_B^{\delta} = 2; \xi_B = 0.73; T_B = 3.5; K_H^{\delta} = 2; T_{H1} = 4; T_H = 3; \xi_H = 0.7.$$



Рис. 3 – Результат формирования низковысотной траектории БПЛА, преимущественно над ложбинами рельефа местности

На рис 3. Показана траектория в случае нахождения точек старта и конца движения вблизи ложбины реки. На рис. 4 показана траектория, полученная при размещении точек старта и конца движения вблизи вершин рельефа, таким образом, чтобы БПЛА было необходимо преодолеть возвышенности.



Рис. 4 - Результат формирования низковысотной траектории БПЛА при движении через возвышенности

Поскольку по мере приближения к цели сектор разрешенных направлений движения сужается, чтобы обеспечить приход к цели, ближе к концу пути минимизация высоты проводится менее эффективно.

Результаты моделирования показали, что в зависимости от расположения точек начала и конца траектории, рельефа, размеров сектора разрешенного движения и характеристик БПЛА средняя высота траектории снижается приблизительно на 200 – 600 м, что позволяет двигаться по ложбинам значительно ниже вершин рельефа.

IV. Выводы

В статье предложен способ формирования низковысотной траектории беспилотного летательного аппарата, прокладываемой преимущественно над более низкими участками рельефа, на основе данных о точечных наклонных дальностях, текущих собственных параметрах движения и заданной конечной точки маршрута. Путем моделирования показано, что предложенный способ позволяет снизить среднюю высоту траектории БПЛА на 200-600 м.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] А.А. Красовский, И.Н. Белоглазов и Г.П. Чигин “Теория корреляционно – экстремальных навигационных систем”. М.: Наука, 1979. 380 с.
- [2] А. И. Наумов, Е. К. Кичигин, И. А. Сафонов и Мох Ахмед Медани Ахмед Эламин “Бортовой комплекс высокоточной навигации с корреляционно – экстремальной навигационной системой и цифровой картой рельефа местности “. Вестник ВГТУ. 2013. №6-1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/bortovoy-kompleks-vysokotochnoy-navigatsii-s-korrelyatsionno-ekstremalnoy-navigatsionnoy-sistemoy-i-tsifrovoy-kartoy-reliefa> (дата обращения: 23.01.2022).
- [3] И.Н. Белоглазов и В.П. Тарасенко “Корреляционно-экстремальные системы”. - М.: Сов. радио, 1974. - 392 С. (С.3,27-32).
- [4] В.А. Ржевкин “Автономная навигация по картам местности“. Зарубежная радиоэлектроника. - 1981. - N10. - С. 3-28.
- [5] A.V. Nebylov, A.Y. Knyazhsky и V.A. Nebylov “Optimization of 3D trajectory of the vehicle with dynamic principle of maintaining according to the criterion of minimum average true geometric altitude”. Advances in Theoretical & Computational Physics, Volume 3, Issue 3, 2020, pp 78-85
- [6] A. V. Nebylov “Minimization of the absolute altitude of a low-flying vehicle due to the desire to smoothly bend around the low-frequency components of the sea waves ordinate”. IFAC-PapersOnLine : 21st, Berlin, 12–17 июля 2020 года. – Berlin, 2020. – P. 14762-14767. – DOI 10.1016/j.ifacol.2020.12.1897.
- [7] А. Ю. Княжский “Влияние характеристик морского волнения на качество управления полетом экраноплана в режиме огибания волн”. Авиакосмическое приборостроение. – 2017. – № 7. – С. 3-8.

Подход к управлению переориентацией продольной оси наноспутника

Н.А. Елисов
НИИЛ «Космические исследования»,
Самарский университет
Самара, Россия
mr07th@gmail.com

А.В. Крамлих
Межвузовская кафедра космических
исследований,
Самарский университет
Самара, Россия
kramlikh.av@ssau.ru

И.А. Ломака
НИИЛ «Космические исследования»,
Самарский университет
Самара, Россия
igorlomaka63@gmail.com

Аннотация—В работе исследуется эффективность подхода по формированию оптимальной программы управления процессом переориентации продольной оси наноспутника. Подход основан на представлении структуры управления в виде четных рядов Фурье, коэффициенты которых определяются методом дифференциальной эволюции. Приводится сравнение полученных результатов с известными.

Ключевые слова—наноспутник, переориентация, ряды Фурье, дифференциальная эволюция.

I. ВВЕДЕНИЕ

За последние два десятилетия в космической отрасли произошла «тихая революция»: на смену большим космическим аппаратам (КА) пришли малоразмерные космические аппараты массой от нескольких десятков килограмм (микроКА) до нескольких килограмм (нано-, пикоспутники). С развитием технологий задачи, решаемые наноспутниками, усложнились, и в настоящее время наноспутники решают широкий спектр как научных, так и коммерческих задач [1]. Дальнейшее развитие и практическое применение наноспутников связаны не только с прогрессом технологий (элементной базы для бортовых систем наноспутников), но и совершенствованием математико-алгоритмического обеспечения управления их движением, поэтому вопросы разработки новых подходов к управлению угловым движением НС являются актуальными.

При разработке алгоритмов управления угловым движением наноспутникам формата CubeSat необходимо учитывать тот факт, что величина момента, создаваемого системой управления движением (СУД) сопоставима с внешними моментами. В качестве внешних моментов, как это показано в [2], необходимо наряду с гравитационным моментом учитывать аэродинамический момент.

В настоящее время вопросы оптимального управления угловым движением (стабилизация и переориентация) «больших» КА хорошо проработаны и решаются различными способами: с помощью оптимальных или квазиоптимальных алгоритмов поворота КА. Оптимальные алгоритмы управления строятся на основе решения задачи оптимального управления с использованием принципа максимума Понтрягина [3–9], квазиоптимальные алгоритмы управления базируются на концепции решения обратных задач динамики [10–14]. Алгоритмы управления на базе решения обратных задач динамики требуют меньше вычислительных ресурсов и, следовательно, более предпочтительны для бортовых систем наноспутников, однако оптимальность полученных решений в полной степени не исследована. При решении задач управления угловым движением «больших» КА с использованием принципа максимума Понтрягина внеш-

ние моменты не учитываются, поскольку управляющий момент, создаваемый СУД таких КА, значительно превосходит внешние моменты.

В настоящей работе предлагается подход к переориентации продольной оси наноспутника, который позволяет получить оптимальное управление по требуемому критерию оптимальности при учете внешних моментов и ограничений на управляющий момент. Подход основан на представлении структуры управления в виде четных рядов Фурье. Коэффициенты рядов Фурье вычисляются исходя из экстремума целевой функции, отражающей критерий оптимальности. В качестве алгоритма поиска экстремума используется алгоритм дифференциальной эволюции [15].

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Угловое движение динамически симметричного наноспутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов в плоскости круговой орбиты описывается уравнением [16]:

$$\ddot{\alpha} = \frac{k_a}{I_n} \sin \alpha + \frac{k_g}{I_n} \sin 2\alpha + \frac{u(t)}{I_n}, \quad (1)$$

где α – угол атаки; $k_a = c_x(\alpha) S_m L q \Delta x$ – коэффициент аэродинамического момента; $c_x(\alpha) = c_{x_0} \left(|\cos \alpha| + \frac{4L}{0,1\pi} |\sin \alpha| \right)$ – коэффициент лобового сопротивления наноспутника, усредненный по углу собственного вращения; L – характерный размер (длина наноспутника); $k_g = \frac{3}{2} (I_n - I_x) \omega^2$ – коэффициент гравитационного момента; I_n, I_x – поперечный и продольный моменты инерции наноспутника соответственно; $\omega = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$ – угловая скорость движения наноспутника по орбите; $u(t)$ – управляющий момент.

Требуется найти управляющий момент $u(t)$, который обеспечит перевод наноспутника из начального положения в конечное за требуемое время T при учете ограничения на управляющий момент (u_{\max}) и удовлетворяет выбранному критерию оптимальности.

Перепишем уравнение плоского движения наноспутника (1) в виде

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_1 = \alpha_2 \\ \dot{\alpha}_2 = \frac{k_a}{I_n} \sin \alpha_1 + \frac{k_g}{I_n} \sin 2\alpha_1 + \frac{u(t)}{I_n} \end{cases}, \quad (2)$$

а граничные условия запишем в виде

$$\begin{aligned} \alpha_1(0) &= \alpha_{1,0}, \quad \alpha_1(T) = \alpha_{1,f}, \\ \alpha_2(0) &= \alpha_{2,0}, \quad \alpha_2(T) = \alpha_{2,f}. \end{aligned} \quad (3)$$

Ограничение на управление запишем как

$$|u| \leq u_{\max}. \quad (4)$$

Управление будем строить на основе четных рядов Фурье:

$$u(t) = \frac{A_0}{2} + \sum_{n=1}^N A_n \cos\left(\frac{\pi n t}{T} + \theta_n\right), \quad (5)$$

при этом доставляющее минимум критерию оптимальности:

$$I(u) = \frac{1}{2} \int_0^T u(t)^2 dt \rightarrow \min. \quad (6)$$

III. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Для решения сформулированной задачи (2)–(6) будет использоваться алгоритм дифференциальной эволюции [17]. Учитывая особенность алгоритма дифференциальной эволюции, для решения задачи сформулируем эквивалентную постановку задачи. Для этого запишем целевую функцию, отражающую граничные условия (3) и критерий оптимальности (6):

$$\begin{aligned} \Phi(u) &= k_1 \sqrt{|\alpha_{1,f}^2 - \alpha_1^2(T)|} + k_2 T \sqrt{|\alpha_{2,f}^2 - \alpha_2^2(T)|} + \\ &+ \frac{k_3 T^3}{I_n^2} I(u) \rightarrow \min, \end{aligned} \quad (7)$$

где k_i – весовые коэффициенты.

Задача поиска минимума целевой функции (7) сводится к отысканию коэффициентов A_i , входящих в выражение (5) при обязательном удовлетворении условия (4). Поскольку базовая структура алгоритма дифференциальной эволюции не позволяет учитывать ограничения типа (4) при поиске коэффициентов A_i управления (5), то был предложен подход с использованием известного метода Монте-Карло для формирования начальной области отыскиваемых коэффициентов A_i , которая будет обеспечивать выполнение ограничений (4). Структура подхода проиллюстрирована на рис. 1.

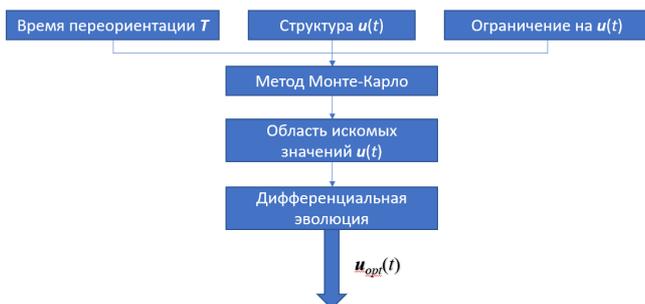


Рис. 1. Схема алгоритма

В зависимости от времени переориентации, структуры управления и ограничения на модуль управления области локализации искомых коэффициентов определяются методом Монте-Карло. Найденные области используются в качестве области допустимых значений в методе дифференциальной эволюции.

IV. ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР

A. Исходные данные

Рассмотрим предложенный подход на примере наноспутника, параметры которого приведены в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАНОСПУТНИКА

Характеристики наноспутника	Величина
Масса m , кг	2
Поперечный момент инерции I_n , кг M^2	0,01975
Продольный момент инерции I_x , кг M^2	0,004
Длина l , м	0,3
Площадь миделя S , M^2	0,01
Запас статической устойчивости Δx , м	0,06
Максимальный управляющий момент u_{\max} , Н м	$5 \cdot 10^{-6}$

Граничные условия для решения задачи представлены в табл. 2. Время переориентации T составляет 1400 с.

ТАБЛИЦА 2. ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ

Параметр	Начальное значение	Конечное значение
Угол атаки α_1 , градус	180	0
Угловая скорость α_2 , градус/с	2	0

B. Настройка алгоритма дифференциальной эволюции

Как известно из [15], эффективность метода ДЭ зависит от параметров P и F . Авторы [15] рекомендуют использовать значения $F = 0,5$ и $P = 0,9$ для широкого спектра задач. В данной работе проведено исследование сходимости метода ДЭ в зависимости от параметров F и P . Было проведено статистическое моделирование решения задачи переориентации для различных параметров F и P и построена область распределения количества итераций, необходимых для получения оптимального управления (рис. 2).



Рис. 2. Исследование сходимости

Из рис. 2 следует, что наиболее оптимальными значениями для метода ДЭ в рассматриваемой задаче являются $F = 0,3$ и $P = 0,9$. При уменьшении P или увеличении F происходит существенное увеличение количества итераций, необходимых для решения задачи.

С. Результаты численного решения

Сопоставление подобранных коэффициентов ряда Фурье с исходной областью поиска показало, что коэффициенты находятся вблизи медианы распределения.

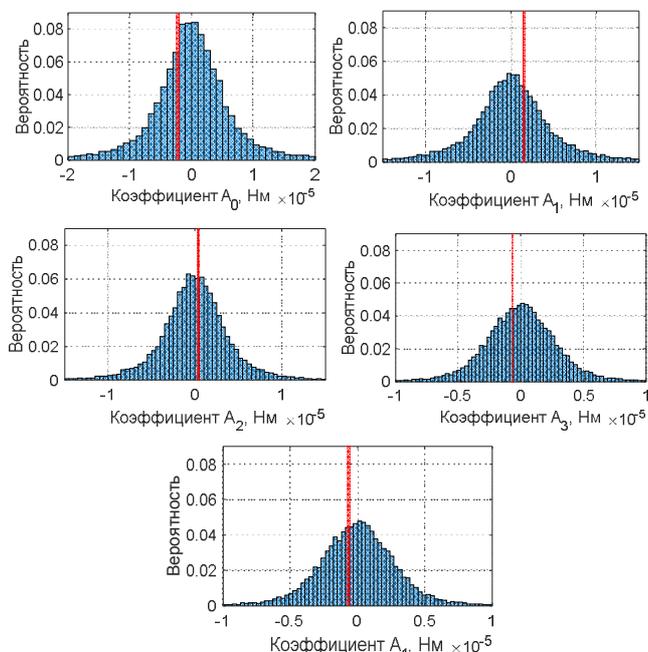


Рис. 3. Сравнение полученных коэффициентов с начальной областью поиска

На рис. 4 приведены модули управляющих моментов, вычисленных по предлагаемому подходу с использованием принципа максимума Понтрягина (ПМ) и решения обратной задачи динамики (ОЗД).

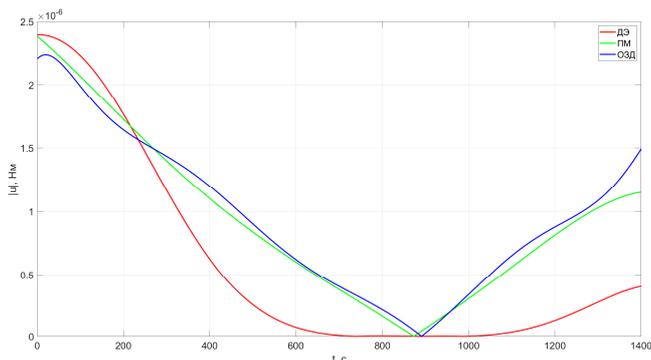


Рис. 4. Сравнение программ управления

Как видно из рис. 4, управление, сформированное по предложенному подходу, имеет меньшую величину управления по модулю на существенном интервале времени по сравнению с управлением, полученным с использованием ПМ и решения ОЗД. Следует отметить, что на интервале времени от 700 до 1050 секунд модуль управляющего момента, вычисленный с использованием метода ДЭ, близок к нулю. Это объясняется тем, что метод ДЭ позволяет учесть влияние моментов внешних сил. На рассмотренном интервале времени главный век-

тор момента внешних сил расположен таким образом, что разворачивает продольную ось наноспутника в требуемом направлении, тем самым способствуя выполнению краевых условий практически без включения системы управления угловым движением. Наличие данного участка движения наноспутника заметно сократило затраты энергии, необходимые для осуществления маневра. Затраты энергии составили $1,219 \cdot 10^{-6}$, $1,248 \cdot 10^{-6}$ и $8,0506 \cdot 10^{-7}$ (Дж с) при использовании ПМ, решения ОЗД и метода ДЭ соответственно.

На рис. 5 представлены фазовые портреты, описывающие процесс переориентации продольной оси НС для различных подходов.

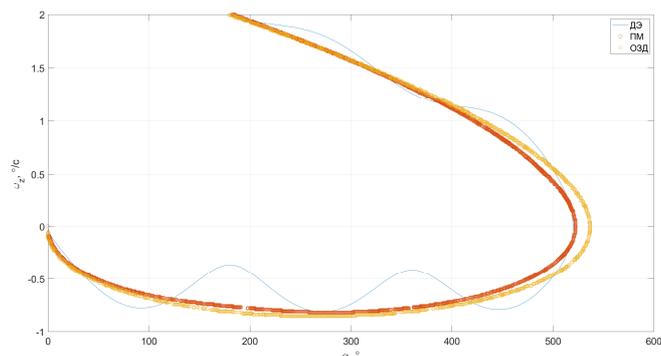


Рис. 5. Фазовый портрет

Траектория, сформированная с помощью ДЭ, находится в окрестности вышеупомянутых решений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложен подход к переориентации продольной оси наноспутника, в котором структура управления выбрана в виде четных рядов Фурье, коэффициенты которых определяются методом дифференциальной эволюции. Полученные результаты при сравнении с классическими подходами показали большую энергетическую эффективность при незначительном увеличении вычислительных затрат по сравнению.

БЛАГОДАРНОСТЬ

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Camps, A., Nanosatellites and Applications to Commercial and Scientific Missions, Satellites Missions and Technologies for Geosciences, London, United Kingdom: IntechOpen, 2019 [Online]. Available: <https://www.intechopen.com/chapters/69962>, doi: 10.5772/intechopen.90039.
- [2] Belokonov, I.V., Timbai, I.A., Nikolaev, P.N., Analysis and Synthesis of Motion of Aerodynamically Stabilized Nanosatellites of the CubeSat Design, Gyroscopy and Navigation, 2018, vol. 9, no. 4, pp. 287–300.
- [3] Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В. Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.
- [4] Левский, М.В. Применение принципа максимума Л.С. Понтрягина к задачам оптимального управления ориентацией космического аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. № 6. С. 144–157.

- [5] Молоденков А.В., Сапунков Я.Г. Аналитическое решение задачи оптимального по быстродействию разворота сферически-симметричного космического аппарата в классе конических движений // Известия РАН. Теория и системы управления. 2014. № 22. С. 13–25.
- [6] Левский М.В. Синтез оптимального управления ориентацией космического аппарата с использованием комбинированного критерия качества // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 6. С. 139–162.
- [7] Левский М.В. Ограниченное квадратично оптимальное управление разворотом космического аппарата за фиксированное время // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 1. С. 131–152.
- [8] Левский М.В. Оптимальное управление кинетическим моментом во время пространственного разворота твердого тела (космического аппарата) // Известия РАН. Механика твердого тела. 2019. № 1. С. 115–140.
- [9] Левский М.В. Аналитическое решение задачи оптимального управления переориентацией твердого тела (космического аппарата) с использованием кватернионов // Известия РАН. Механика твердого тела. 2019. № 5. С. 3–26.
- [10] Ермошина О.В., Крищенко А.П. Синтез программных управлений ориентацией космического аппарата методом обратных задач динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2000. № 2. С. 155–162.
- [11] Велищанский М.А., Крищенко А.П., Ткачев С.Б. Квазиоптимальная переориентация космического аппарата // Механика твердого тела. 2002. № 32. С. 144–153.
- [12] Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем: Линейные модели. М.: Наука, 1987. 304 с.
- [13] Барбашин Е.А. Введение в теорию устойчивости. М.: Наука, 1967. 223 с.
- [14] Велищанский М.А., Крищенко А.П., Ткачев С.Б. Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата на основе концепции обратной задачи динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2003. № 5. С. 156–163.
- [15] Storn, R., Price, K., Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for global Optimization over Continuous Spaces, Journal of Global Optimization, 1997, no. 11, pp. 341–359.
- [16] Белоконов И.В., Тимбай И.А., Баринова Е.В. Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // Гироскопия и навигация. 2020. № 1. С. 81–100.

Устранение автоколебаний в конечной точке терминального управления с помощью фильтра Калмана

В.М. Никифоров
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

А.А. Гусев
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

К.А. Андреев
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

А.А. Нижегородов
Филиал ВА РВСН
имени Петра Великого
г. Серпухов, Россия

А.С. Ширяев
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

Аннотация—В данной статье рассматривается проблема терминального управления подвижным объектом, представленным системой дифференциальных уравнений второго порядка в форме пространства состояний, – возникновение автоколебаний в конечной точке управления. Использован фильтр Калмана в качестве наблюдателя состояния, обеспечивающий устранение автоколебаний в конечной точке управления. Проведено математическое моделирование с построенным фильтром Калмана для подтверждения достижения поставленной цели.

Ключевые слова—терминальное управление, автоколебания, фильтр Калмана, наблюдатель состояния, математическое моделирование.

I. ВВЕДЕНИЕ

Терминальное управление, применяемое в различных технических системах, обеспечивает требуемое качество управления, в том числе и «мягкость» при множественных возмущающих воздействиях, действующих на объект управления [1–3]. Однако рассматриваемое терминальное управление имеет существенный недостаток – в конечной точке, когда текущее время равно конечному времени управления, и в ближайшей области к данной точке могут возникнуть автоколебания системы при наличии возмущающих воздействий и неопределенность деления на ноль. Одним из возможных решений данной проблемы является применение фильтра Калмана для оценки вектора состояний системы и уменьшения автоколебаний. Также в окрестности конечной точки может быть изменен шаг дискретизации на не кратный предыдущему и конечное время управления увеличено на один шаг дискретизации, таким образом, удастся избежать неопределенности деления на ноль в конечной точке терминального закона управления и повысить точность управления.

Целью исследования является устранение автоколебаний системы в конечной точке управления при использовании терминального закона управления и расширение применимости терминального управления в технических системах.

Объектом исследования является подвижный объект, представленный системой дифференциальных уравнений второго порядка в форме пространства состояний. Данным подвижным объектом может быть прибор системы управления, от качества выходных параметров которого зависит правильность и точность работы всей

системы управления. Таким прибором может быть гириостабилизатор, акселерометр и т.д.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задачу работы можно сформулировать следующим образом: для подвижного объекта, представленного системой дифференциальных уравнений второго порядка в форме пространства состояний, на который действуют различные возмущения, с терминальным законом управления в цепи обратной связи необходимо обеспечить вектор параметров конечного состояния и устранить автоколебания в конечной точке терминального управления и в ее окрестности (рис. 1), используя фильтр переменных вектора состояний системы.

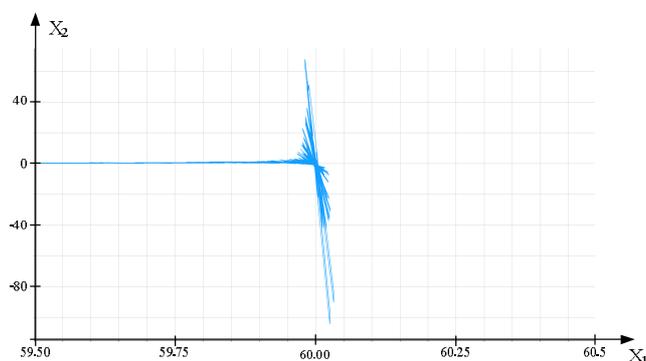


Рис. 1. Фазовый портрет изменения переменных подвижного объекта автоколебаниями системы в конечной точке терминального управления

Система уравнений подвижного объекта:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu + Gw, \\ y &= Cx + Du + Fw + v,\end{aligned}$$

где x – вектор состояния системы,
 y – вектор измерений,
 u – вектор управления,
 w – вектор возмущений,
 v – вектор ошибок измерений,
 A, B, C, D, G, F – матрицы системы.

Терминальный закон управления:

$$M = \frac{c_{x_1} J [x_{1k} - x_{1l}]}{(t_k - t)^2} + \frac{c_{x_2} J [c_{x_2 k} x_{2k} - x_{2l}]}{(t_k - t)},$$

где x_1, x_2 – переменные вектора состояния,
 x_{1k}, x_{2k} – значения переменных вектора состояния в конечный момент времени,
 $c_{x_1}, c_{x_2}, c_{x_{2k}}$ – коэффициенты терминального управления,
 J – момент инерции подвижного объекта,
 t_k – время терминального управления.

III. ФИЛЬТР КАЛМАНА

При использовании терминального закона управления в технических системах необходимо в каждый момент времени знать полный или частичный актуальный вектор состояния системы. Как правило количество измеряемых переменных вектора состояний системы меньше общего числа переменных вектора состояний. Поэтому для нормальной работы в системе применяется полный или частичный наблюдатель состояний.

В данной работе в качестве решения поставленной задачи рассмотрен фильтр Калмана, обеспечивающий оценку и фильтрацию переменных вектора состояний системы. На вход фильтра поступают управляющее воздействие и аддитивный полезный сигнал с возмущающими воздействиями по измерению. На выходе фильтра получается оценка вектора состояния системы, переменные которого используются в терминальном законе управления. В работе построена математическая модель типового подвижного объекта второго порядка с наблюдателем состояния в виде фильтра Калмана.

Фильтр Калмана имеет вид:

$$\begin{aligned} \hat{x} &= (A - K(t)C)\hat{x} + Bu + K(t)y, \\ K(t) &= P(t)C^T R^{-1}(t), \end{aligned}$$

где \hat{x} – оценка вектора состояния системы,
 $K(t)$ – матрица коэффициентов усиления Калмана,
 $R(t)$ – матрица ковариации шумов измерений,
 $P(t)$ – матрица ковариации оценки вектора состояния.

IV. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Проведено математическое моделирование в среде динамического моделирования подвижного объекта с терминальным законом управления и построенным фильтром Калмана. В результате получены изменения выходных параметров объекта без фильтра и с фильтром. На графиках изменения выходных параметров объекта без фильтра присутствуют автоколебания в конечной точке управления. На графиках изменения выходных параметров объекта с фильтром Калмана отсутствуют автоколебания (рис. 2). Статическая ошибка по состоянию практически равна нулю, что подтверждает обеспечение вектора параметров конечного состояния. Таким образом результаты моделирования подтвержда-

ют устранение автоколебаний системы при использовании фильтра Калмана для оценивания вектора состояний системы для терминального закона управления.

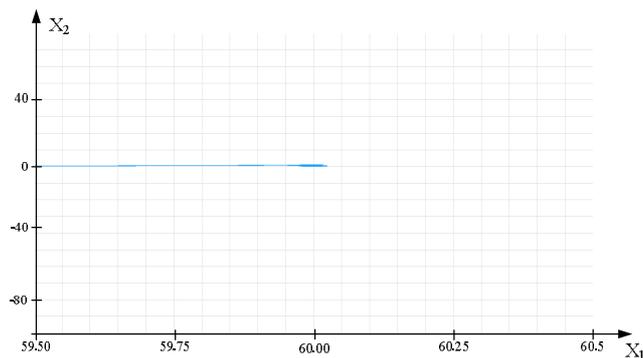


Рис. 2. Фазовый портрет изменения переменных подвижного объекта с терминальным законом управления и построенным фильтром Калмана

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате работы можно сделать следующие выводы:

- применение фильтра Калмана для оценивания переменных вектора состояний системы для терминального закона управления позволяет устранить автоколебания системы в конечной точке терминального управления;
- использование фильтра Калмана расширяет применимость терминального управления в технических системах при действии на объект управления различных возмущающих воздействий;
- изменение шага дискретизации и увеличение конечного времени управления на шаг дискретизации позволяет повысить точность управления с обеспечением вектора параметров конечного состояния и избежать неопределенности деления на ноль в терминальном законе управления.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Никифоров В.М., Сапожников А.И. Устранение последствий «чистого запаздывания» в конечной точке при терминальном управлении движением гиросtabilизированной платформы посредством программного управления // Труды ФГУП «НПЦАП» «Системы и приборы управления». 2008. №1(35). С. 59–68.
- [2] Никифоров В.М., Трунов Ю.В., Немкевич В.А., Сапожников А.И., Науменко А.В., Лисицин А.А. Терминальное управление движением гиросtabilизированной платформы для устранения динамического «отскока» в режиме силовой стабилизации // Гироскопия и навигация. 2007. №3(58). С. 87–88.
- [3] Никифоров В.М., Гусев А.А., Андреев К.А., Жукова Т.А., Ширяев А.С. «Сверхмягкое» терминальное управление одноосным гиросtabilизатором в режиме «грубого» приведения // XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С. 213–215.

Инерциально-акустическая система электронной аускультации для диагностики легочных заболеваний

А.О. Макалов
Институт высокоточных систем
им. В.П. Грязева, каф. ПБС,
ФГБОУ ВО Тульский
государственный университет
г. Тула, Россия
alex.makalu@outlook.com

В.А. Смирнов
Институт высокоточных систем
им. В.П. Грязева, каф. ПБС,
ФГБОУ ВО Тульский
государственный университет
г. Тула, Россия
veld071@rambler.ru

А.В. Прохорцов
Институт высокоточных систем
им. В.П. Грязева, каф. ПБС,
ФГБОУ ВО Тульский
государственный университет
г. Тула, Россия
proxav@rambler.ru

Аннотация—Предложен метод инерциально-акустической аускультации. Временные показатели дыхательных циклов уточняются показаниями трехосного акселерометра. Предложенная система апробирована, произведена обработка аускультативных данных. В обработке участвовали записи нормального и жесткого дыхания. Построены частотные и частотно-временные характеристики дыхательных звуков.

Ключевые слова—акселерометр, аускультация, фильтр скользящего среднего, микрофон, параметры дыхания.

I. ВВЕДЕНИЕ

Классический метод диагностики состояния легких (аускультация) применяется в медицинской практике длительное время и обладает недостатками. При классической аускультации ухо врача воспринимает сигнал, формируемый грудной клеткой пациента в зоне контакта с головкой стетоскопа, с искажениями, связанными с акустическими свойствами головки стетоскопа, с передаточной функцией гибкого звуковода, параметры которой зависят от его длины, толщины стенок, внутреннего диаметра и свойств материала звуковода. Гибкость стенок звуковода приводит к тому, что собственная частота системы «головка–звукород–ухо» мала и может находиться в начале рабочего диапазона частот (50–100 Гц), в результате чего ожидаемо наблюдение явной интерференционной картины на приемной части системы [1].

Со стороны акустики человеческого уха тоже имеются недостатки. Например, минимальная величина звукового давления на частоте, при которой звук может быть воспринят человеческим ухом, является индивидуальным свойством, зависящим от слушателя и его возраста. Поскольку человек воспринимает уровни звукового давления субъективно, то данная характеристика восприятия называется громкостью. Громкость определяется уровнем звукового давления и зависит от частоты [2]. Также на объективность результатов аускультации оказывает влияние опыт врача. При этом в ходе диагностики данные респираторных звуков остаются безвозвратно утраченными, что не позволяет произвести анализ дыхательных шумов несколькими специалистами без участия пациента.

Задачу проведения объективной диагностики респираторных звуков, исключая недостатки человеческого слуха и конструкции классических стетоскопов, возможно решить с помощью методов электронной аускультации. Данные методы предполагают использование электронных звукозаписывающих устройств (пьезо-, электро- и конденсаторные микрофоны), усилителей, звукозаписывающей и звукопроизводящей аппаратуры.

Современный уровень техники позволяет разрабатывать и применять портативные системы автоматизированной первичной дифференциальной диагностики [3–6]. Приведенные системы содержат в своем составе электроакустический датчик (микрофон), расположенный в головке стетоскопа, блок регистрации информации (аналого-цифровой преобразователь), блок обработки информации (микроконтроллер / цифровой сигнальный процессор) и блок памяти (запоминающее устройство). Также в целях автоматизации и повышения объективности процедуры диагностики разрабатываемые электронные системы дополняются записями эталонных фонограмм для сравнения паттернов дыхания.

Для повышения точности автоматизированного анализа дыхательных звуков требуется определять фазы дыхания и длительность дыхательных циклов. В [7] применяются алгоритмы анализа длительности трахеальных шумов форсированного выдоха, в [8] осуществляется спектральный анализ вдоха.

Приведенные в [3–6] средства электронной аускультации накладывают ограничения на применение методов расширенного анализа дыхательных звуков. Автоматическое определение циклов дыхания блоком обработки информации на основе анализа спектров обладает высокой погрешностью.

В [9] для регистрации параметров дыхания использован инерциальный модуль и результаты экспериментов показали работоспособность предложенного метода. Предлагаемый в данной работе подход решает проблему определения циклов дыхания. Добавление в состав системы электронной аускультации инерциального измерительного модуля существенно расширяет возможности автоматизированного анализа данных, что позволяет повысить качество первичной дифференциальной диагностики легочных заболеваний.

В статье рассмотрена система электронной аускультации, совмещающая акустические и инерциальные измерения. Произведено апробирование предложенной системы. Также внимание уделено использованию инерциальных чувствительных элементов.

II. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Инерциально-акустическая система электронной аускультации для диагностики легочных заболеваний состоит из электретного микрофона; сигнального аудио-процессора; микроконтроллера; элементов управления и индикации; системы сохранения информации на карте памяти (microSD) и трехосного микромеханического

акселерометра ADXL345. Структурная схема системы приведена на рис. 1.



Рис. 1. Структурная схема инерциально-акустической системы электронной аускультации

Элементы приведенной структурной схемы установлены на печатной плате в корпусе, представляющим головку стетоскопа. Акселерометр установлен осью Z вверх в центре конструкции. Эскизный чертеж системы с расположением акселерометра приведен на рис. 2.

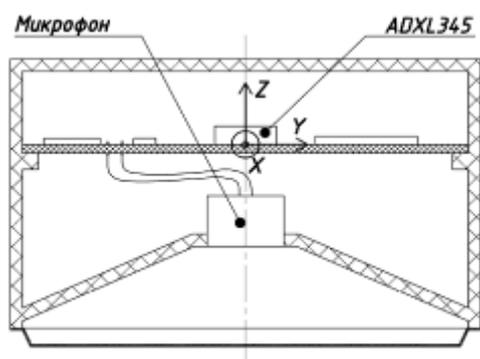


Рис. 2. Конструкция инерциально-акустической системы электронной аускультации

Во время процедуры аускультации микроконтроллер получает данные с акселерометра и микрофона. Фиксируемые микрофоном легочные звуки после цифровой обработки записываются в формате WAV на запоминающее устройство. WAV-файл с данными аускультации имеет следующий формат:

- частота дискретизации – 48 кГц;
- разрядность – 24 бит;
- количество каналов – 1.

Использование акселерометра обеспечивает определение фаз дыхания (вдоха и выдоха). Метки о начале вдоха и выдоха также записываются в WAV-файл в секцию меток. Съем показаний с ADXL345 производится с частотой 200 Гц.

В предложенной конструкции системы электронной аускультации для определения параметров дыхания используются данные со всех трех осей акселерометра. Акселерометр установлен в корпусе устройства так, что направление одной из измерительных осей близко к перпендикуляру к плоскости грудной клетки. Показания с данной оси вносят наибольший вклад в информацию о параметрах дыхания человека (ось Z на рис.2).

Для определения фазы дыхательного цикла достаточно знать знак истинного ускорения по оси Z. Отрицательный знак означает фазу выдоха, положительный – фазу вдоха.

Однако участки грудной клетки человека обладают некоторой кривизной, и в зависимости от положения пациента и устройства по отношению к плоскости горизонта на каждую из осей акселерометра действует проекция ускорения свободного падения, что приводит к появлению постоянной составляющей в выходных сигналах по каждой оси. Случайные движения рук врача во время удержания устройства на груди пациента и вибрации грудной клетки также будут вносить шум в показания акселерометра. Для решения приведенных проблем предложен алгоритм фильтрации шумов и устранения постоянной составляющей, структура которого приведена на рис. 3.

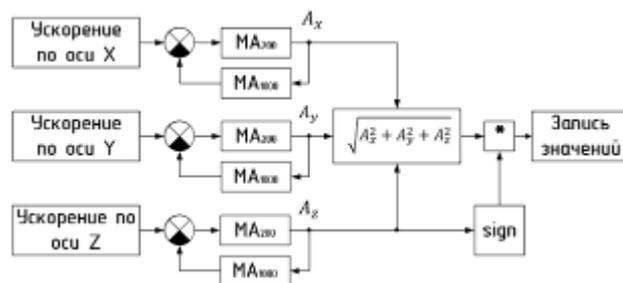


Рис. 3. Функциональная схема алгоритма обработки данных с акселерометра

На рис. 3 изображены MA1000, MA200 – фильтры скользящего среднего с размером окон 1000 и 200 отсчетов соответственно; sign – функция определения знака; * – операция произведения.

Для уменьшения шумов показания с каждой оси акселерометра обрабатываются фильтрами скользящего среднего с размером окна в 200 отсчетов. Далее показания подаются в фильтр верхних частот, построенный на основе фильтра скользящего среднего, обеспечивающий устранение постоянной составляющей сигнала акселерометра.

Постоянная времени фильтра верхних частот выбрана с учетом максимального времени нормального дыхательного цикла человека (3-5 с). Затем вычисляется модуль вектора ускорения и восстанавливается знак ускорения по оси Z. Наличие фильтра с большой постоянной времени приводит к тому, что точность измерения фаз дыхания гарантируется только спустя 5 секунд после начала измерений, когда накапливается требуемое количество отсчетов фильтра скользящего среднего.

III. АПРОБИРОВАНИЕ

С использованием предложенной системы электронной аускультации получены электронные записи жесткого (паталогического) и нормального дыхания человека над левым средним легким. Для визуального сравнения амплитудных характеристик записей построены временные диаграммы, которые приведены на рис. 4.

Для анализа частотной информативности записей построены их спектры. Для вычисления значений в спектрах использовалось быстрое преобразование Фурье (БПФ) [10]. На рис. 5 представлен амплитудный спектр БПФ.

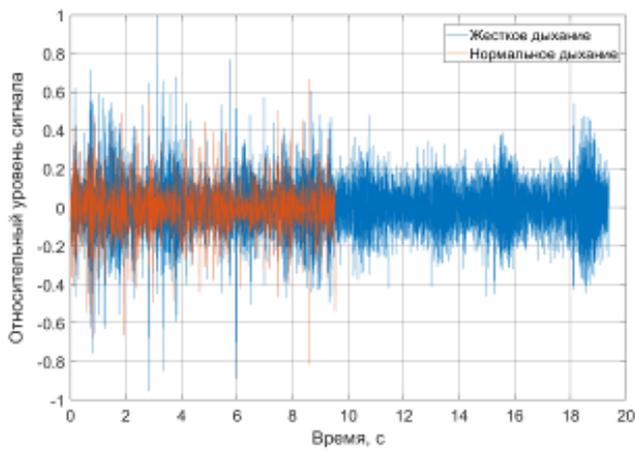


Рис. 4. Временные диаграммы записей дыхания

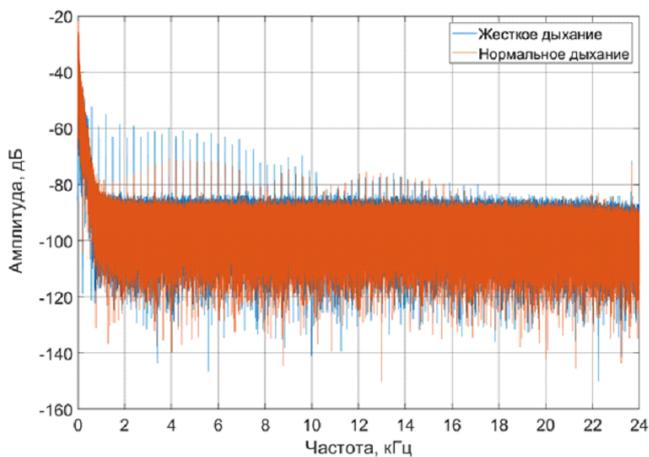


Рис. 5. Амплитудные спектры БПФ нормального и жесткого дыхания

Разрешения по частоте для записей жесткого дыхания и нормально дыхания составляют 0,052 Гц и 0,105 Гц соответственно.

На спектре сигналов (см. рис. 5) амплитудные компоненты ниже уровня -80 дБ не несут информации. На основе этого построены спектрограммы с нижним порогом построения -80 дБ. Таким образом, все результирующие значения амплитуды оконного преобразования Фурье, используемого для построения спектрограммы, ниже уровня -80 дБ будут приравнены к данному значению. Такая операция произведена для повышения контрастности изображения. Спектрограммы построены со следующими параметрами:

- тип окна – прямоугольное;
- длина окна по времени 100 мс;
- коэффициент перекрытия 50%;
- шаг значений по времени 50 мс;
- нижний порог чувствительности -80 дБ;
- шаг сетки частот 10 Гц.

На рис. 6 и рис. 7 приведены спектрограммы записей.

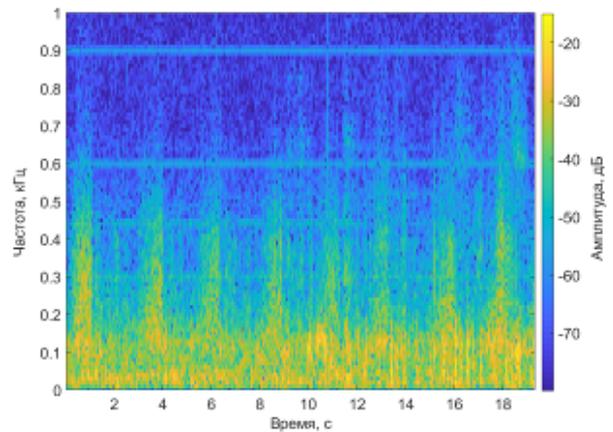


Рис. 6. Спектрограмма записи жесткого дыхания

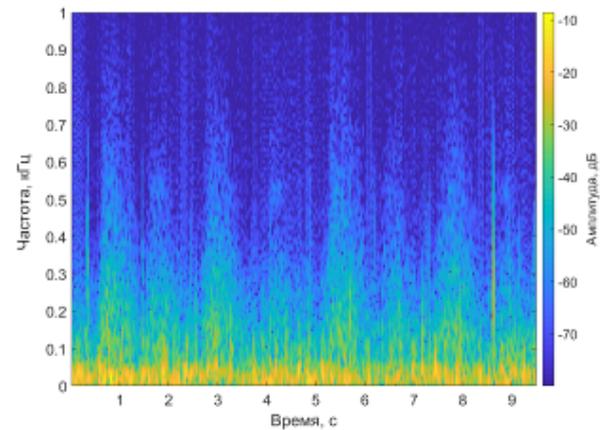


Рис. 7. Спектрограмма записи нормального дыхания

На рис. 6 и рис. 7 видны дыхательные циклы. При этом частота цикла дыхания на записи с нормальным дыханием выше, чем на записи с жестким дыханием. Также на спектрограмме жесткого дыхания практически не видны фазы выдоха, что говорит о некоторой патологии.

Также произведена проверка инерциальной части системы и предложенного алгоритма обработки данных с акселерометра. Во время проведения процедуры аускультации над левым средним легким записаны не только звуки жесткого дыхания, но и исходные данные с акселерометра (см. рис. 8) и обработанные предложенным алгоритмом (см. рис. 9).

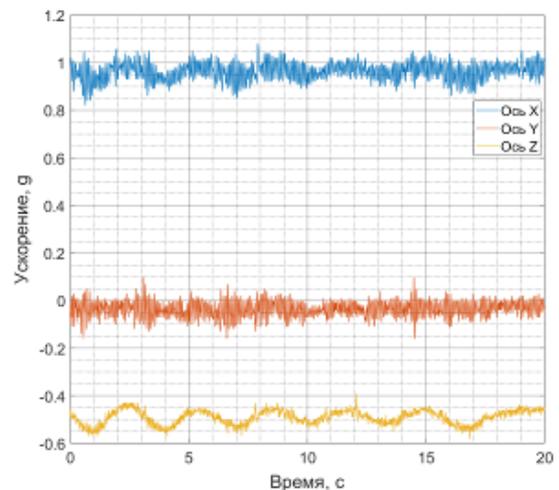


Рис. 8. Исходные данные с акселерометра в процессе аускультации

На рис. 8. видно, что показания оси Z вносят наибольший вклад в информацию о процессе дыхания. При этом значения на оси X тоже содержат ускорения, вызванные перемещением грудной клетки.

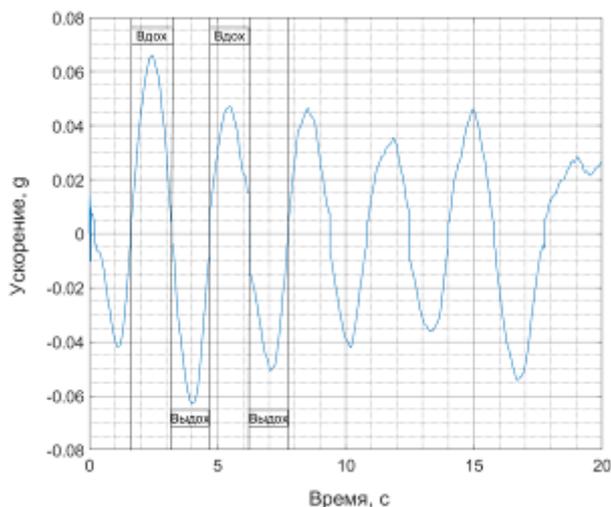


Рис. 9. Обработанные алгоритмом данные ускорения грудной клетки

На рис. 9 продемонстрирована работоспособность предложенного алгоритма. В левой части графика схематично указаны фазы дыхания. Длительность дыхательного цикла определенная по рис. 9 составляет 3 с. По максимальным и минимальным величинам измеренного ускорения на каждом цикле дыхания можно производить выводы об амплитуде дыхания. При этом на основе информации со спектрограммы трудно определить точную длительность каждого дыхательного цикла.

На основе информации в секции меток WAV-файла произведено сегментирование записи жесткого дыхания на отдельные дыхательные циклы «вдох–выдох». Для каждого дыхательного цикла построены усредненные спектры Фурье. Для сглаживания спектров использовано скользящее среднее с размером окна в 50 отсчетов. На рис. 10 приведены амплитудные спектры БПФ циклов жесткого дыхания

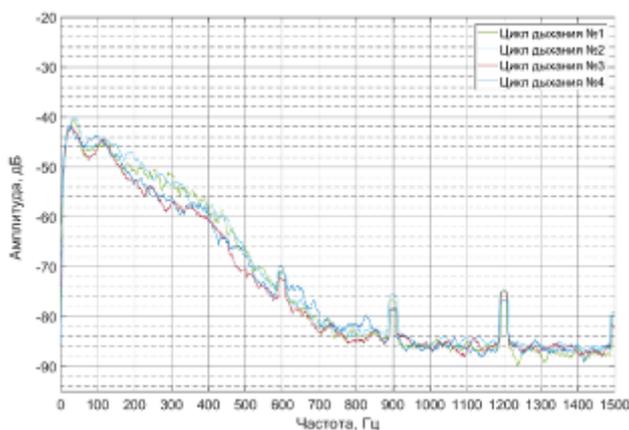


Рис. 10. Амплитудные спектры БПФ циклов жесткого дыхания

На рис. 10 видны незначительные различия в спектрах циклов жесткого дыхания. А также благодаря фильтрации значений спектров Фурье скользящим средним уточнен диапазон частот с наибольшей информативностью (от 20 Гц до 800 Гц).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложена и апробирована инерциально-акустическая система электронной аускультации. Произведена обработка аускультативных данных

Экспериментальные исследования показали, что использование сигнала трехосного акселерометра обеспечивает четкое определение границ фаз вдоха и выдоха. Сопоставление дыхательных звуков с данными о фазе дыхания потенциально позволяет обеспечить большую информативность получаемых системой электронной аускультации для целей диагностики состояния дыхательной системы.

Использование данных трехосного акселерометра позволяет определить длительность дыхательного цикла, глубину вдоха, а также зафиксировать моменты вдоха и выдоха для последующего спектрального анализа дыхательных шумов в различных фазах дыхания.

Предложенный метод обработки данных акселерометра не требует заметных вычислительных ресурсов и легко реализуется в современных микроконтроллерах.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Макалов А.О., Соболенкова В.С., Смирнов В.А. Проблемы и задачи в области электронной аускультации // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. №6. С. 45–51.
- [2] Plack, Ch. J., The Sense of Hearing, Routledge, 2005.
- [3] Потапов А.И., Потапов И.А., Махов В.Е. Аппаратно-программные средства для телемедицины // Компоненты и технологии. 2007. № 1. С. 164–166.
- [4] Патент 2644546 РФ. Электронный медицинский стетоскоп / Е.Г. Борисов, Л.И. Борисова, А.Г. Семенов. Оpubл. 12.02.2018. Бюл. №5 с.
- [5] Патент RU182368U1. Электронный стетоскоп / А.И. Усков, И.И. Ямпольский. Оpubл. 15.08.2018. Бюл. №23. 8 с.
- [6] Патент RU195385U1. Портативный телемедицинский прибор / А.Н. Бондарик, А.И. Егоров, Г.А. Харченко. Оpubл. 24.01.2020 Бюл. №3.
- [7] Костив А.Е. Аппаратно-программный комплекс и способы оценки параметров сигналов для анализа дыхательных звуков человека: дис. канд. техн. наук. Тихоокеан. океанол. ин-т ДВО РАН. Владивосток, 2008. 131 с.
- [8] Патент RU2304928C2. Способ акустической диагностики очаговых изменений в легких человека / В.И. Коренбаум Г. Н. Бондарь, А.Е. Костив, Ю.В. Кулаков.
- [9] Прохорцов А.В., Смирнов В.А., Прохорцова М.А. Система измерения параметров дыхания человека // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сборник материалов. Санкт-Петербург: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021. С. 208–209.
- [10] Марпл-мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения. М.: Мир, 1990. 584 с.

Калибровка микромеханического инерциального измерительного блока на вращающемся стенде методом Фурье

Ю.В. Болотин
Механико-математический факультет,
МГУ имени М.В. Ломоносова
Москва, Россия
ybolotin@yandex.ru

В.А. Савин
Механико-математический факультет,
МГУ имени М.В. Ломоносова
Москва, Россия
vova.savin.2001bk@gmail.com

Аннотация—В докладе обсуждается подход к калибровке, основанный на установке инерциального блока на стенд с неподвижной осью вращения. Алгоритм обработки данных основан на преобразовании Фурье. После преобразования Фурье задача превращается в статическую задачу небольшой размерности в частотной области. Математически эта статическая задача сводится к известной задаче оптимальной аппроксимации данных в трехмерном пространстве эллипсоидом. Алгоритм не требует начального приближения, и его сходимость гарантирована. Алгоритм проверен путем калибровки микроэлектромеханических инерциальных блоков низкой точности.

Ключевые слова—БИНС, калибровка, метод Фурье.

I. ВВЕДЕНИЕ

Задача калибровки инерциального измерительного блока (ИБ) проще всего решается на высокоточных двух- или трехосевых стендах, позволяющих измерять ориентацию блока с высокой точностью [1, 2]. Алгоритмы калибровки для таких стендов, как правило, состоят из нескольких последовательных операций – в статике и во вращении. Другой вариант – калибровка на так называемых «грубых» стендах с одной степенью свободы, для которых внешняя информация о реализуемом движении отсутствует [3, 4]. Здесь применяются динамические уравнения, а основной аппарат оценивания – фильтр Калмана [3]. Алгоритм фильтра Калмана имеет массу преимуществ, единственный, пожалуй, недостаток – необходимость начального приближения.

Известна также серия алгоритмов, ориентированных на калибровку низкоточных ИБ без специального оборудования [5, 6, 7]. Эти алгоритмы, однако, не позволяют достичь высокого качества калибровки датчиков угловой скорости (ДУС), так как угловые скорости, которые можно реализовать, малы [7].

В докладе обсуждается подход к калибровке, основанный на использовании стенда с одной неподвижной осью вращения. Ни направление оси, ни угловая скорость заранее не известны. Вращение может быть не вполне неравномерным, важно лишь, что оно монотонное, и средняя за оборот угловая скорость близка к постоянной. ИБ устанавливается на ось в несколько различных положений, и стенд приводится во вращение, делая несколько десятков оборотов.

Алгоритм обработки данных основан на преобразовании Фурье (ПФ), которое позволяет быстро и эффективно сжать объемные данные, преобразовав их в спектральную область, после чего задача распадается на две

статические задачи небольшой размерности в частотной области. Задача калибровки блока акселерометров (АКС) сводится к известной задаче оптимальной аппроксимации данных в трехмерном пространстве эллипсоидом [7], причем алгоритм не требует начального приближения, и его сходимость гарантирована. Одновременно строится приборная система координат и определяются величина и направление угловой скорости вращения в приборных осях. Вторая задача – калибровки ДУС – после калибровки АКС становится почти тривиальной.

II. МОДЕЛИ КАЛИБРОВКИ

ИБ устанавливается и приводится во вращение в нескольких положениях («экспериментах») на поворотном стенде, роль которого может выполнять, например, обычный шуруповерт. Введем следующие системы координат (с.к.): $O\mathbf{s}_1\mathbf{s}_2\mathbf{s}_3$ – с.к., связанная со стендом и неподвижная относительно Земли, точка O лежит на оси вала, орт \mathbf{s}_1 направлен по оси вращения вала и составляет с горизонтом угол $0 \leq \alpha < \pi/2$. С.к. $O\mathbf{e}_1\mathbf{e}_2\mathbf{e}_3$ связана с валом, орт \mathbf{e}_1 направлен по оси вращения вала. Приборная с.к. $M\mathbf{z}_1\mathbf{z}_2\mathbf{z}_3$ неподвижна относительно вала в каждом эксперименте, но ее ориентация относительно с.к. вала различна в разных экспериментах. Отклонение чувствительной массы от оси вала допустимо: оно приводит к добавлению центробежных членов, которые учитываются алгоритмом.

Ниже все векторы заданы проекциями на оси приборной с.к. Сырые измерения АКС $\mathbf{a}(t)$ и ДУС $\mathbf{w}(t)$ связаны с удельной силой \mathbf{f} и угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}$ калибровочными соотношениями [2, 4, 7]:

$$\mathbf{f} = S_f \mathbf{a}(t) + \mathbf{b}_f + \delta \mathbf{f}, \quad (1)$$

$$\boldsymbol{\omega} = S_\omega \mathbf{w}(t) + \mathbf{b}_\omega + \delta \boldsymbol{\omega}, \quad (2)$$

где $\delta \mathbf{f}, \delta \boldsymbol{\omega}$ – немоделируемые погрешности измерений. Цель калибровки – определить 3×3 -матрицы S_f, S_ω и 3×1 -векторы $\mathbf{b}_f, \mathbf{b}_\omega$.

В ходе калибровки проводится P экспериментов – вращений с номерами $p = 1, \dots, P$: орт \mathbf{e}_2 вращается вокруг оси вала $O\mathbf{e}_1$ и составляет с ортом \mathbf{s}_2 угол $\theta_p(t)$, который меняется по закону

$$\theta_p(t) = \omega_p t + \gamma_p + \delta\theta_p(t),$$

где ω_p – угловая скорость вращения вала, $\delta\theta_p(t)$ – возмущение, вызванное несовершенством привода. Для краткости в данной статье член $\delta\theta_p(t)$ не учитывается (необходимые поправки нетрудно ввести, анализируя спектры угловой скорости и удельной силы). Удельная сила, действующая на ЧМ, и угловая скорость есть

$$\mathbf{f}_p(t) = \mathbf{g}_p(t) + \boldsymbol{\omega}_p \times \boldsymbol{\omega}_p \times \boldsymbol{\rho}_p, \quad \boldsymbol{\omega}_p(t) = \omega_p \mathbf{e}_1,$$

где $\boldsymbol{\rho}_p$ – постоянный вектор смещения ЧМ с оси вала. Разлагая $\mathbf{f}_p(t)$ по ортам $\mathbf{e}_{1p}, \mathbf{e}_{2p}, \mathbf{e}_{3p}$ с.к. вала и обозначая $g_1 = g \sin \alpha, g_2 = g \cos \alpha$, получим:

$$\mathbf{f}_p(t) = g_1 \mathbf{e}_{1p} + g_2 [\mathbf{e}_{2p} \cos(\omega_p t + \gamma_p) - \mathbf{e}_{3p} \sin(\omega_p t + \gamma_p)] - \omega_p^2 [\mathbf{e}_{2p} \rho_{2p} + \mathbf{e}_{3p} \rho_{2p}], \quad p = 1, \dots, P.$$

III. КАЛИБРОВКА АКС

Сделаем ПФ [8] в (1), обозначая результат заглавными буквами $\mathbf{f}_p(t) \rightarrow 2\pi \mathbf{F}_p(\omega)$ и т.д.:

$$\mathbf{F}_p(\omega) = S_f \mathbf{A}_p(\omega) + \mathbf{b}_f \delta(\omega) + \delta \mathbf{F}_p(\omega), \quad p = 1, \dots, P. \quad (4)$$

Сделаем ПФ в (3), учитывая известные выражения ПФ через дельта-функции [6]:

$$\begin{aligned} \cos(\omega_p t) &\rightarrow \pi \delta(\omega - \omega_p) + \pi \delta(\omega + \omega_p), \\ \sin(\omega_p t) &\rightarrow -i\pi \delta(\omega - \omega_p) + i\pi \delta(\omega + \omega_p). \end{aligned}$$

Получим

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_p(t) &= [g_1 \mathbf{e}_{1p} - \omega_p^2 (\mathbf{e}_{2p} \rho_{2p} + \mathbf{e}_{3p} \rho_{2p})] \delta(\omega) + \\ &+ \frac{g_2}{2} [\mathbf{e}_{2p} + i\mathbf{e}_{3p}] \delta(\omega - \omega_p) + \frac{g_2}{2} [\mathbf{e}_{2p} - i\mathbf{e}_{3p}] \delta(\omega + \omega_p). \end{aligned} \quad (5)$$

Из (4), (5) видно, что $\mathbf{A}_p(\omega)$ имеют пиковые значения $\bar{\mathbf{A}}_p, \mathbf{R}_p \pm i\mathbf{I}_p$ при $\omega = 0, \pm\omega_p$:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_p(\omega) &\approx \bar{\mathbf{A}}_p \delta(\omega) + \mathbf{R}_p [\delta(\omega - \omega_p) + \delta(\omega + \omega_p)] + \\ &+ i\mathbf{I}_p [\delta(\omega - \omega_p) - \delta(\omega + \omega_p)]. \end{aligned} \quad (6)$$

Собирая вместе коэффициенты при дельта-функциях в (4)–(6), получим:

$$S_f \bar{\mathbf{A}}_p + \mathbf{b}_f = g_1 \mathbf{e}_{1p} + g_2 \mathbf{e}_{2p} - \omega_p^2 (\mathbf{e}_{2p} \rho_{2p} + \mathbf{e}_{3p} \rho_{2p}), \quad (7)$$

$$S_f \mathbf{R}_p = g_2 \mathbf{e}_{2p}, \quad S_f \mathbf{I}_p = g_2 \mathbf{e}_{3p}, \quad p = 1, \dots, P. \quad (8)$$

Из этих уравнений можно исключить центробежный член, если в одном положении проводятся эксперименты с разными по модулю угловыми скоростями. Технически проще дополнить вращения экспериментами с номерами $q = 1, \dots, Q$ в условиях неподвижности: (3) перейдет в

$$\mathbf{f}_q(t) = g_1 \mathbf{e}_{1q} + g_2 \mathbf{e}_{2q} = \text{const}, \quad q = 1, \dots, Q,$$

а вместо (7) получим

$$S_f \bar{\mathbf{A}}_q + \mathbf{b}_f = g_1 \mathbf{e}_{1q} + g_2 \mathbf{e}_{2q}, \quad q = 1, \dots, Q. \quad (9)$$

Из системы (8), (9) исключим неизвестные $g_1, \mathbf{e}_{1p}, \mathbf{e}_{1q}, g_2, \mathbf{e}_{2p}, \mathbf{e}_{2q}$, записав т.н. инвариантные соотношения:

$$\|S_f \bar{\mathbf{A}}_q + \mathbf{b}_f\| = g, \quad q = 1, \dots, Q, \quad (11)$$

$$\mathbf{I}_p^T S_f^T S_f \mathbf{R}_p = 0, \quad \mathbf{I}_p^T S_f^T S_f \mathbf{I}_p - \mathbf{R}_p^T S_f^T S_f \mathbf{R}_p = 0. \quad (12)$$

Система (11), (12) сводится к линейной задаче МНК аппроксимации данных эллипсоидом [5, 7], если положить $M = S_f^T S_f, \mathbf{m} = S_f^T \mathbf{b}_f, m_0 = \mathbf{b}_f^T \mathbf{b}_f$:

$$\begin{aligned} g^2 &= \bar{\mathbf{A}}_q^T M \bar{\mathbf{A}}_q + 2\mathbf{m}^T \bar{\mathbf{A}}_q + m_0, \\ 0 &= \mathbf{I}_p^T M \mathbf{R}_p, \quad 0 = \mathbf{I}_p^T M \mathbf{I}_p - \mathbf{R}_p^T M \mathbf{R}_p = 0. \end{aligned}$$

Решив данную систему относительно M, \mathbf{m}, m_0 , разложением Холецкого $M = S_f^T S_f$, можно определить S_f, \mathbf{b}_f , а затем из формул (9), (10) орты $\mathbf{e}_{1p}, \mathbf{e}_{2p}, \mathbf{e}_{3p}$.

IV. КАЛИБРОВКА ДУС

При калибровке АКС определены направления осей вала $\mathbf{e}_{1p}, \mathbf{e}_{2p}, \mathbf{e}_{3p}$ в приборной с.к. Определены и частоты ω_p как точки максимума амплитуды ПФ показаний АКС. Сделаем, как и выше, ПФ показаний ДУС (2) $\mathbf{w}_p(t) \rightarrow 2\pi \mathbf{F}_p(\omega)$:

$$\mathbf{\Omega}_p(\omega) = S_\omega \mathbf{W}_p(\omega) + \mathbf{b}_\omega \delta(\omega) + \delta \mathbf{\Omega}_p(\omega). \quad (13)$$

Здесь $\mathbf{\Omega}_p(\omega) = \omega_p \mathbf{e}_{1p} \delta(\omega)$, так что $\mathbf{W}_p(\omega)$ имеет пик при $\omega = 0$, который обозначим $\bar{\mathbf{W}}_p$. Из (13) и аналогичных уравнений на остановках получается система уравнений:

$$\begin{aligned} \omega_p \mathbf{e}_{1p} &= S_\omega \bar{\mathbf{W}}_p + \mathbf{b}_\omega, \quad p = 1, \dots, P, \\ 0 &= S_\omega \bar{\mathbf{W}}_q + \mathbf{b}_\omega, \quad q = 1, \dots, Q. \end{aligned} \quad (14)$$

Из (14) определяются калибровочные параметры ДУС. Заметим, что $\bar{\mathbf{W}}_p, \bar{\mathbf{W}}_q$ – средние значения показаний ДУС на экспериментах.

ТАБЛИЦА 1. СКО ПОГРЕШНОСТЕЙ КАЛИБРОВКИ В ИМИТАЦИИ

	ΔS_f	$\Delta \mathbf{b}_f [\text{m/s}^2]$	ΔS_ω	$\Delta \mathbf{b}_\omega [\text{rad/s}]$
T=10с	0.004	0.05	0.0007	0.006
T=20с	0.002	0.03	0.0005	0.004
T=40с	0.001	0.02	0.0003	0.002
T=80с	0.0007	0.015	0.0002	0.001

V. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Расчеты проводились как на модельных данных, так и с коммерчески доступным ИБ x-IMU (рис. 1). Целью моделирования было определить потенциальную точность алгоритма. Моделировались данные с частотой записи 100 Гц, частота вращения ω_p принята равной 2,1 оборота в секунду, сделано $P = 3$ вращений и $Q = 3$ остановок. Варьировалась длительность T вращений. СКО шума АКС и ДУС приняты соответственно равными $\sigma_f = 0.01 \text{ m/s}^2$, $\sigma_\omega = 0.1 \text{ rad/s}$. Результаты представлены в табл. 1. Погрешности ΔS_f , ΔS_ω относительные, а погрешности Δb_f , Δb_ω – абсолютные, соответственно в м/с/с и рад/с. Точность калибровки ДУС заметно выше, чем АКС, что, по-видимому, является спецификой частотных методов.



Рис. 1

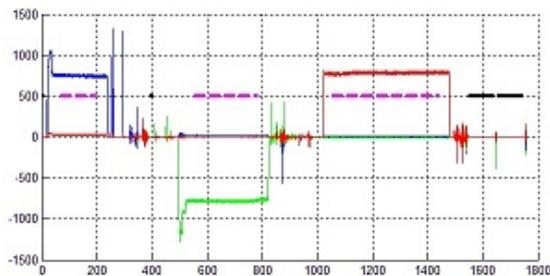


Рис. 2. Сырые показания ДУС в эксперименте. Автоматически выделены четыре участка стояния и три участка вращения

Из результатов испытаний с x-IMU представим один с частотой записи 256 Гц. В качестве станда использовался бытовой шуруповерт. На рис. 2 показаны измерения ДУС в течение всей последовательности экспериментов. Видно, что угловая скорость нестабильна (из-за ограниченного рабочего диапазона ДУС нажатие на курок пришлось сделать неполным – с помощью веревки на фото), что, несомненно, снижает точность калибровки. На рис. 3 показан фрагмент показаний АКС.

На рис. 4 приведен график ДПФ показаний АКС, выделены максимумы ДПФ, по которым определены частоты вращения. Стоит отметить «размазывание» максимума, вызванное известным эффектом «растекания» спектра, определенного по конечной выборке [8]. Для минимизации эффекта размазывания при вычислении ДПФ применено временное окно, а для увеличения частотного разрешения – дополнение данных нулями. Из графика видно, что точность определения частоты вра-

щения – порядка 0,001 рад/с. На рис. 5 приведен график ДПФ показаний ДУС. Относительная погрешность определения калибровочных параметров по косвенным оценкам – порядка 0,1% по масштабным коэффициентам и углам перекося.

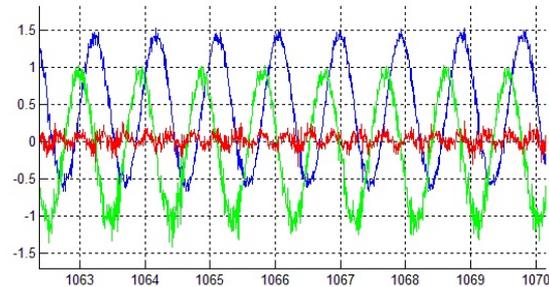


Рис. 3. Сырые показания АКС при вращении

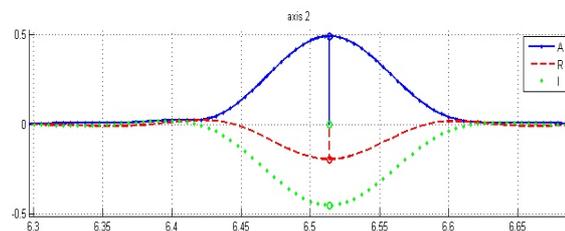


Рис. 4. Спектр показаний АКС вблизи частоты вращения вала. На графике абсолютная величина, вещественная и мнимая части спектра по одному из каналов, оценка частоты вращения (6,52 рад/с)

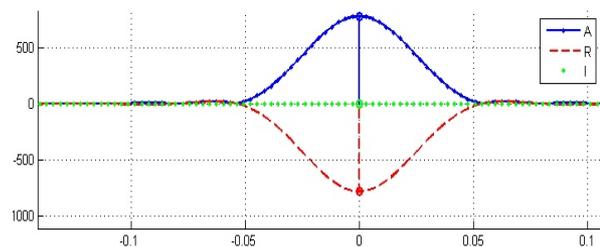


Рис. 5. Спектр показаний ДУС при вращении вблизи нулевой частоты. На графике абсолютная величина, вещественная и мнимая части спектра по одному из каналов

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный алгоритм проверен путем калибровки нескольких микроэлектромеханических ИБ низкой точности. Точность калибровки сильно зависит от длительности вращений, что объясняется эффектом «растекания» спектра при ДПФ. Погрешность калибровки, как правило, больше, чем у алгоритма на основе фильтра Калмана, что объяснимо, так как последний в определенных предположениях о погрешностях датчиков оптимален.

Преимуществом алгоритма, как уже указывалось, является гарантированная сходимость. В то же время результаты существенно лучше, чем у подходов, не использующих специального оборудования. Еще одно достоинство – нет необходимости знать угловую скорость вращения Земли, так как она мала в сравнении с угловой скоростью вращения станда. Стоит отметить еще одно, косвенное, достоинство алгоритма: глядя на спектр сиг-

налов, можно сделать некоторые выводы о свойствах движения и датчиков.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Емельянцеv Г.И., Блажнов Б.А., Драницына Е.В., Степанов А.П. О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трехгранника // Гирокоскопия и навигация. 2016. Том 1 (92). С. 36–48.
- [2] Bolotin, Yu.V., Golikov, V.P., Larionov, S.V., Trebuhov, A.V., Algorithms for calibration of the platform inertial navigation system, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2008, no. 3 (62), pp. 13–26.
- [3] Вавилова Н.Б., Сазонов И.В. «Калибровка бескарданной инерциальной навигационной системы в сборе на грубых стендах с одной степенью свободы» // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2012. Том 1. № 4. С. 64–66.
- [4] Козлов А.В., Сазонов И.Ю., Вавилова Н.Б., Парусников Н.А. Калибровка инерциальных навигационных систем на грубых стендах с учетом разнесения чувствительных масс ньютонометров // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2013. С. 104–107.
- [5] Браславский Д.А., Поликовский Е.Ф., Якубович А.М. Способ калибровки трехосного блока акселерометра. Заявка на авторское свидетельство № 2422425/23 с приоритетом от 24 ноября 1976.
- [6] Bolotin, Yu.V., Derevyankin, A.V., Matasov, A.I., Iteration Scheme for Accelerometer Unit Calibration by a Guaranteed Approach, *Mechanics of Solids*, Allerton Press Inc., vol. 43, no. 3, pp. 354–365.
- [7] Tedaldi, D., Pretto, A., Menegatti, E., A robust and easy to implement method for IMU calibration without external equipment, *Robotics and Automation (ICRA)*, IEEE International Conference on, Hong Kong, 2014, pp. 3042–3049.
- [8] Зорич В.А. Математический анализ. М.: Физматлит, 1984. 544 с.

Особенности автономной начальной выставки БИНС для космических средств выведения

Л.В. Водичева
АО НПО автоматики им. академика
Н.А. Семихатова
Екатеринбург, Россия
avt@npoa.ru

Л.Н. Бельский
АО НПО автоматики им. академика
Н.А. Семихатова
Екатеринбург, Россия

Ю.В. Парышева
АО НПО автоматики им. академика
Н.А. Семихатова
Екатеринбург, Россия

Аннотация—Рассматривается метод двухэтапной начальной автономной выставки БИНС для космических ракет-носителей, подвергающихся ветровым воздействиям на стартовом комплексе. Получены аналитические соотношения для оценки погрешностей грубой выставки. Разработана имитационная математическая модель процесса начальной выставки и приведены результаты моделирования.

Ключевые слова—космическая ракета-носитель, бесплатформенный инерциальный измерительный блок, начальная выставка, фильтр Калмана.

I. ВВЕДЕНИЕ

Навигация космических ракет-носителей (КРН) осуществляется в инерциальной стартовой системе координат, в момент пуска t_0 жестко связанной с Землей. Для платформенных измерительных блоков, которые продолжают занимать свою нишу в современной гироскопической технике, в частности в КРН «Союз-2», навигационный базис реализуется физически – с помощью гиросtabilизированной платформы (ГСП) с установленными на ней измерителями кажущегося ускорения. В процессе предстартовой подготовки ГСП вначале разворачивается в заданное положение (грубая выставка), затем на этапе аналитической точной выставки стабилизируется в инерциальном пространстве и далее сохраняет ориентацию в течение полета.

Точная выставка основана на наблюдении на некотором интервале времени вектора нормальной реакции опоры на ускорение силы тяжести (далее – ускорение силы тяжести), который изменяет ориентацию в инерциальном пространстве со скоростью вращения Земли. Этот подход был внедрен в разработки НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова (НПОА) в 70-е годы прошлого века применительно к платформенным ИНС. В настоящее время он достаточно широко обсуждается в литературе применительно к БИНС [1, 2]. Естественно, что он и был взят за основу разработчиками НПОА при создании БИНС для перспективных КРН, в частности КРН «Союз-5».

В докладе рассматривается оригинальная методика двухэтапной начальной выставки бесплатформенного инерциального измерительного блока (БИИБ) для КРН, основанная на данном подходе. Особое внимание уделяется погрешностям, обусловленным угловыми колебаниями изделия на стартовом комплексе, приводящими к искажению измеряемых эталонных векторов ускорения силы тяжести и скорости вращения Земли.

II. ГРУБАЯ ВЫСТАВКА

Входной информацией алгоритмов грубой выставки являются векторы кажущегося ускорения и угловой скорости, проектируемые на оси выставляемой и эталонной

систем координат. Эти векторы измеряются в выставляемой приборной системе координат (ПСК) $OXYZ$ (ось OY направлена вдоль продольной оси КРН, оси OX , OZ – вдоль поперечных) и осредняются (фильтруются) на некотором интервале. Эталонной системой координат является географическая система координат (ГСК) $ONHE$ (North, Height, East).

Для грубой выставки используется метод TRIAD [3], имеющий минимальные инструментальные погрешности. Рассчитанная с помощью него матрица перехода от ПСК к ГСК по построению ортогональна, а погрешности метода эквивалентны погрешностям физического гироскопирования [4].

При отсутствии угловых и линейных возмущений, измеряемых датчиками БИИБ, погрешности грубой выставки определяются главным образом погрешностями измерения. При наличии возмущений погрешности выставки могут существенно возрастать.

Ветровые воздействия, вызывающие угловые колебания корпуса КРН, приводят к появлению в показаниях ДУС и акселерометров дополнительных составляющих, средние значения которых могут быть отличными от нуля. Эти эффекты известны как конические ошибки и sculling ошибки [5].

Корпус КРН, установленной вертикально на стартовом столе, колеблется вокруг горизонтальных осей. Наихудшим с точки зрения погрешностей случаем являются конические колебания, при которых продольная ось КРН описывает конус. Аналитически такие колебания можно задавать через регулярную прецессию. Для этого матрицу перехода от ПСК к ГСК $L(t)$ представим в виде трех последовательных поворотов на углы Эйлера:

$$\begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & \sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \vartheta & -\sin \vartheta \\ 0 & \sin \vartheta & \cos \vartheta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{bmatrix},$$

где φ – угол собственного вращения; ϑ – угол нутации; ψ – угол прецессии.

Положив $\varphi = 2\pi f_\varphi t$; $\psi = 2\pi f_\psi t = -2\pi f_\varphi \cos \vartheta \cdot t$, $\vartheta = \text{const}$, получим конические колебания с частотой f_φ и амплитудой по углу $\frac{\sin 2\vartheta}{2} \approx \vartheta$. Проекция угловой скорости конических колебаний в ГСК и ПСК будут иметь вид:

$$\begin{bmatrix} \omega_N \\ \omega_H \\ \omega_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\pi f_\varphi \cdot \sin \vartheta \sin(2\pi f_\varphi \cdot \cos \vartheta \cdot t) \\ 0 \\ 2\pi f_\varphi \cdot \sin \vartheta \cos(2\pi f_\varphi \cdot \cos \vartheta \cdot t) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\pi f_\varphi \frac{\sin 2\vartheta}{2} \cdot \sin(2\pi f_\varphi \cdot t) \\ \omega_\varphi \cdot \sin^2(\vartheta) \\ 2\pi f_\varphi \frac{\sin 2\vartheta}{2} \cdot \cos(2\pi f_\varphi \cdot t) \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Как видно из соотношений (2), угловое движение ПСК относительно ГСК имеет чисто колебательный характер. При этом в осях ПСК (соотношение (3)) поперечные составляющие угловой скорости, измеряемые ДУС и обусловленные коническими колебаниями, также являются синусоидами, а составляющая по продольной оси корпуса КРН постоянна.

Скорость вращения Земли, также измеряемая ДУС, имеет в поперечных осях ПСК низкочастотную гармоническую составляющую с частотой $(1 - \cos \vartheta) f_\varphi$ и амплитудой по угловой скорости $\Omega \cos \varphi_c = \Omega_N$ (Ω – скорость вращения Земли, φ_c – широта старта). Измерения ДУС по восточной оси, по которым оценивается рассогласование в азимутальном угле, включают составляющую, которая после осреднения на интервале $[0, T]$ при малом угле ϑ имеет вид:

$$\delta\omega_E^{con} = \frac{1}{2} \Omega_N \vartheta^2 \pi f_\varphi \cdot T. \quad (4)$$

При $\vartheta = 0.5^\circ$, $f_\varphi = 1$ Гц, нулевых начальных углах и интервале осреднения 10 мин эта составляющая для алгоритма TRIAD приведет к методической погрешности определения азимутального угла на уровне 0.35° .

Конические колебания приводят к низкочастотным составляющим, оцениваемым как постоянные, и проявляются в измерениях поперечных акселерометров. Постоянная составляющая появляется в северной оси и равна

$$\delta\dot{\omega}_N^{con} = 2H\Omega_N \pi f_\varphi \cdot \vartheta^2, \quad (5)$$

где H – расстояние от неподвижной точки корпуса КРН до точки установки БИИБ.

При $H = 40$ м, $\varphi_c = 51^\circ$, нулевых начальных углах эта составляющая приведет к погрешности горизонтирования на уровне $0.02''$, т.е. будет малой величиной. Поскольку как угловые, так и линейные колебания корпуса КРН вдоль вертикальной оси практически отсутствуют, постоянные составляющие кажущегося ускорения в поперечных осях ПСК, обусловленные sculling-эффектом, будут незначительны. Однако при ненулевых начальных углах эти погрешности заметно возрастают.

В части определения азимутального угла погрешности грубой выставки, обусловленными угловыми колебаниями корпуса КРН, являются неприемлемыми. Тем не менее их уровень позволяет обеспечить линеаризацию уравнений измерения в задаче точной выставки.

III. Точная выставка

Алгоритмы точной выставки БИНС аналогичны традиционным алгоритмам точной выставки платформенных ИНС, разработанных в НПОА и подтвердивших

свою эффективность для КРН «Союз-2» [6]. Различие заключается в платформе, реализующей инерциальную систему координат и показания установленных на ней акселерометров. Для БИНС эта платформа моделируется математически в бортовом вычислителе, т.е. речь идет об аналитической платформе. Моделирование аналитической платформы заключается в реализации с относительно высокой частотой «быстрых» алгоритмов БИНС [5]:

- численного интегрирования кинематических уравнений углового движения по показаниям ДУС;
- пересчета показаний акселерометров на оси аналитической платформы.

Пересчет измерений в неподвижную систему координат позволяет исключить влияние динамики КРН на точность выставки. Линейные и угловые возмущения, обусловленные ветровыми колебаниями и присутствующие в измерениях датчиков БИИБ, в неподвижной системе координат не содержат постоянных составляющих и могут быть эффективно отфильтрованы.

Для описания алгоритмов точной выставки, кроме подвижных приборной и географической, введем две неподвижные инерциальные системы координат $OX_0Y_0Z_0$ и $ON_0H_0E_0$, оси которых на момент начала интервала точной выставки совпадают с осями ПСК и ГСК.

Переход от $ONHE$ к $ON_0H_0E_0$ осуществляется с помощью матрицы вращения Земли $W(t)$, которая выражается аналитически:

$$\begin{bmatrix} \cos^2 \varphi_c + \sin^2 \varphi_c \cos \Omega t & \sin \varphi_c \cos \varphi_c (1 - \cos \Omega t) & \sin \varphi_c \sin \Omega t \\ \sin \varphi_c \cos \varphi_c (1 - \cos \Omega t) & \cos^2 \varphi_c \cos \Omega t + \sin^2 \varphi_c & -\cos \varphi_c \sin \Omega t \\ -\sin \varphi_c \sin \Omega t & \cos \varphi_c \sin \Omega t & \cos \Omega t \end{bmatrix}.$$

Матрица перехода от $OXYZ$ к $OX_0Y_0Z_0$ $N(t)$ рассчитывается в бортовом вычислителе по показаниям ДУС.

В процессе начальной выставки определяется постоянная матрица перехода от $OX_0Y_0Z_0$ к $ON_0H_0E_0$ L , которая представляется в виде произведения двух матриц:

$$L = \Delta L \cdot \tilde{L}, \quad (6)$$

где \tilde{L} – матрица, определяемая в процессе грубой выставки с помощью вышеописанной процедуры; ΔL – матрица углов малого поворота, определяемая в процессе точной выставки:

$$\Delta L = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\theta & -\Delta A \\ -\Delta\theta & 1 & \Delta\psi \\ \Delta A & -\Delta\psi & 1 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где $\Delta\theta$, $\Delta\psi$ – углы «негоризонтальности»; ΔA – угол рассогласования в азимуте.

Уравнение измерения для оценки углов рассогласования имеет вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\omega}_{N_0}(t) \\ \Delta\dot{\omega}_{H_0}(t) \\ \Delta\dot{\omega}_{E_0}(t) \end{bmatrix} = (\Delta L^T - E) \cdot W(t) \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Сигнал измерения в левой части соотношения (8) формируется в осях $ON_0H_0E_0$ как разность между измеряемым БИИБ кажущимся ускорением и эталонным ускорением силы тяжести:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w}_{N_0}(t) \\ \Delta \dot{w}_{H_0}(t) \\ \Delta \dot{w}_{E_0}(t) \end{bmatrix} = \tilde{L} \cdot N(t) \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_X(t) \\ \dot{w}_Y(t) \\ \dot{w}_Z(t) \end{bmatrix} - W(t) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Этот сигнал дважды интегрируется, что позволяет сгладить шумы измерения и высокочастотные возмущения. Затем его составляющие обрабатываются четырехмерным фильтром Калмана по каждой оси отдельно аналогично тому, как это реализовано НПОА при точной начальной выставке платформенных ИНС [6, 7]. В вектор состояния включены обобщенные параметры, представляющие собой разности между измеряемыми и априорно известными величинами. Компоненты вектора состояния физически эквивалентны линейному перемещению, линейной скорости, линейному ускорению и скорости ухода аналитической платформы относительно инерциального пространства, $X_i^p = [S_i^p, V_i^p, a_i^p, b_i^p]^T$, где $p = N_0, H_0, E_0$, i – индекс цикла. Матрица состояния и матрица измерения такого фильтра имеют вид:

$$\Phi_i = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} & \frac{\Delta t^3}{6} \\ 0 & 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; H = [1, 0, 0, 0].$$

Аналогичный фильтр применяется при осреднении показаний датчиков в процессе грубой выставки.

Углы рассогласования относительно горизонтальной плоскости определяются по обобщенным параметрам a_i^p , эквивалентным линейному ускорению, угол рассогласования в азимуте – по обобщенным параметрам b_i^p , эквивалентным скорости ухода, с помощью следующих простых соотношений:

$$a_0^p = a_i^p - b^p \cdot t_i, \quad p = N_0, E_0;$$

$$\Delta \theta = \frac{a_0^{N_0}}{g}; \quad \Delta \psi = -\frac{a_0^{E_0}}{g}; \quad \Delta A = -\frac{b^{N_0}}{g \cdot \Omega \cos \varphi_c}. \quad (10)$$

Результатом начальной выставки БИНС является матрица перехода от ПСК к ГСК на момент t_0 окончания точной выставки и начала решения полетных задач. Эта матрица используется в качестве начального условия для решения задач вычисления ориентации в полете и рассчитывается с помощью произведения

$$M(t) = W^T(t) \cdot \Delta L \cdot \tilde{L} \cdot N(t). \quad (11)$$

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Погрешности грубой и точной выставки БИИБ, обусловленные ветровыми колебаниями корпуса КРН, оценивались методом математического моделирования в среде MATLAB. При моделировании показаний датчиков БИИБ к проекциям векторов ускорения силы тяжести и скорости вращения Земли добавлялись составляющие, обусловленные коническими колебаниями, описанными в разделе II.

Проекции кажущегося ускорения и угловой скорости на оси ПСК на начальном интервале времени, равном 10 с, при частоте угловых колебаний КРН 1 Гц и амплитуде по углу $0,5^\circ$ приведены соответственно на рис. 1, 2. Как видно из рисунков, амплитуда колебаний кажущегося ускорения на уровне величины ускорения силы тяжести; амплитуда колебаний угловой скорости на несколько порядков больше величины скорости вращения Земли.

При заданных параметрах погрешности грубой выставки относительно горизонтальной плоскости, обусловленные ветровыми колебаниями, имеют величину до $5''$, при этом с увеличением времени наблюдается их рост. При точной выставке эти погрешности уменьшаются до $0,1''$. Погрешности азимутальной выставки уменьшаются с $10'$ при грубой выставке до $5''$ при точной выставке.

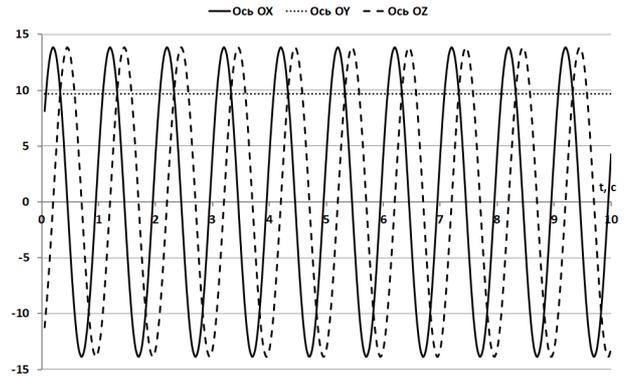


Рис. 1. Кажущееся ускорение, измеряемое акселерометрами, м/с^2

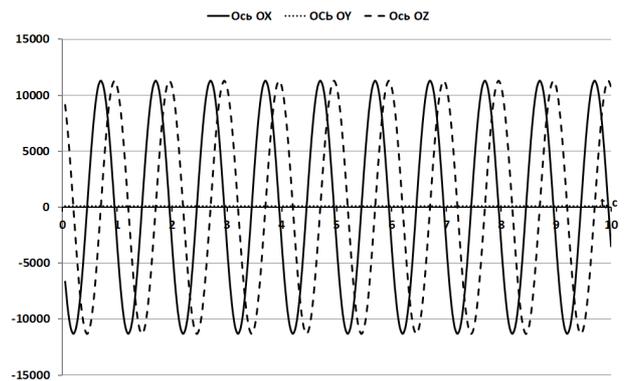


Рис. 2. Угловая скорость, измеряемая ДУС, угл./с

На рис. 3, 4 приведены погрешности грубой и точной выставки при ненулевых начальных углах: углы рассогласования вокруг северной, восточной и вертикальной осей задавались равными соответственно 1° , -1° и 3° .

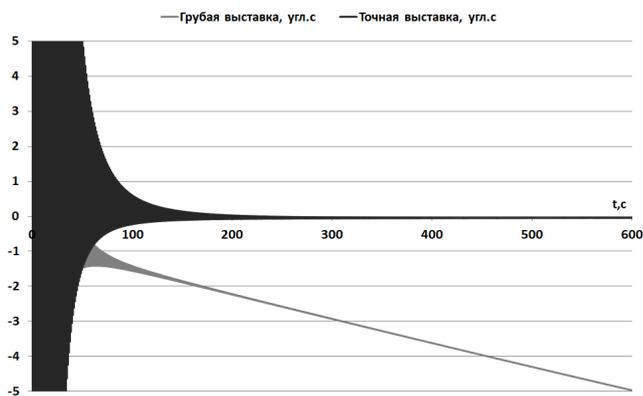


Рис. 3. Погрешности горизонтирования, угл. с

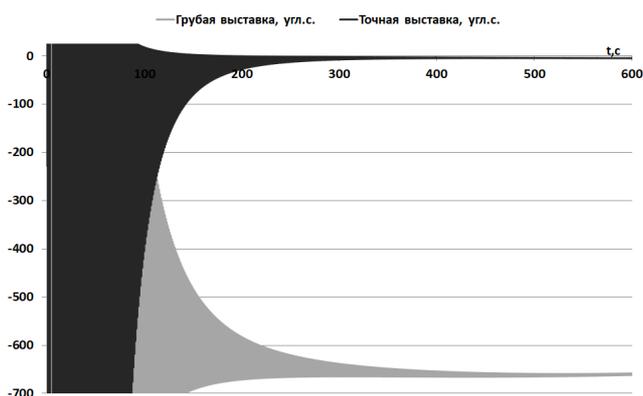


Рис. 4. Погрешности азимутальной выставки, угл. с

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Методика двухэтапной автономной начальной выставки БИНС, разработанная в НПОА для космических ракет-носителей, позволяет свести к минимуму погреш-

ности, обусловленные ветровыми колебаниями корпуса КРН на стартовом столе. В результате точной выставки эти погрешности не превышают в части горизонтирования $0,1''$, в части азимутальной выставки $5''$ и на два порядка меньше погрешностей грубой выставки.

Разработанная методика носит достаточно универсальный характер и может быть применена к начальной выставке БИНС для широкого класса подвижных объектов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Liu, Y., Xu, X., Liu, X., Yao, Y., Wu, L., and Sun, J., A Self-Alignment Algorithm for SINS Based on Gravitational Apparent Motion and Sensor Data Denoising, *Sensors*, 2015, no. 15, pp. 9827–9853.
- [2] Баранцев Г.О., Голован А.А., Кузнецов П.Ю. Модели задачи начальной выставки бескаданной инерциальной навигационной системы при угловом движении основания // *Вестн. Моск. Ун-та. Сер. I. Матем., мех.* 2021. №5. С. 22–56.
- [3] Shuster, M.D. and Oh, S.D., Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations, *AIAA Journal of Guidance and Control*, 1981, vol. 4, no. 1, pp. 70–77.
- [4] Водичева Л.В., Алиевская Е.Л., Парышева Ю.В. Начальная выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы на неподвижном основании: методы и их погрешности // XX Санкт Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 71–74.
- [5] Savage, P.G., Strapdown System Performance Analysis, *Advances in Navigation Sensors and Integrating Technology, RTO Lecture Series 232 (2004)*, St Petersburg, Russia, May, 2004, pp. 3-1–3-28.
- [6] Бельский Л.Н., Водичева Л.В., Парышева Ю.В. Оценка обобщенных параметров в задаче начальной выставки и калибровки ИНС для космических средств выведения // XVIII Санкт Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021. С. 181–184.
- [7] Бельский Л.Н., Водичева Л.В. Ускоренная прецизионная начальная выставка и калибровка ИНС летательного аппарата на подвижном основании // *Гироскопия и навигация*. 2001. №4 (35). С. 3–18.

Алгоритмы комплексирования инерциальной навигационной системы с датчиками угловых ускорений

М.С. Селезнева
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
m.s.selezneva@mail.ru

К.А. Неусыпин
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
neysipin@mail.ru

А.В. Пролетарский
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
pav_mipk@mfil.ru

Чень Данхэ
Нанкинский университет науки
и технологий
Нанкин, Китай
cranefeeling@hotmail.com

Аннотация—Исследована задача повышения точности платформенной инерциальной навигационной системы летательного аппарата в условиях отсутствия высокоточных дополнительных датчиков информации, например GPS. Предложено установить на гиросtabilизированную платформу инерциальной навигационной системы датчики угловых ускорений. Использование сигналов с датчиков угловых ускорений позволило сформировать сигналы коррекции для инерциальной навигационной системы. Разработаны алгоритмы коррекции в структуре инерциальной навигационной системы и в ее выходном сигнале. Эффективность разработанных алгоритмов продемонстрирована с помощью полунатурного моделирования с инерциальной навигационной системой Ц060К.

Ключевые слова—летательный аппарат, инерциальная навигационная система, датчик угловых ускорений, коррекция, алгоритмы компенсации ошибок, полунатурное моделирование.

1. ВВЕДЕНИЕ

Управление летательными аппаратами (ЛА) осуществляется на основе информации об их местоположении, скорости, ускорении и углах ориентации. Эту информацию получают от различных измерительных систем. Измерительные системы ЛА базируются на различных физических принципах [1, 2]. Одним из самых распространенных типов измерительных систем ЛА являются гироскопические системы [3, 4]. Гироскопические системы, в частности гиросtabilизированные платформы (ГСП), позволяют материализовать сопровождающий трехгранник системы координат, в которых определяются параметры ориентации и навигации ЛА. Например, инерциальная навигационная система (ИНС) состоит из ГСП и установленных на ней акселерометров. С помощью ГСП осуществляется заданная ориентация акселерометров по осям сопровождающего трехгранника выбранной системы координат. Настроенная на период Шулера ИНС инвариантна к горизонтальным ускорениям, но с течением времени ее погрешности нарастают, что обусловлено дрейфом гироскопов, смещением нуля и дрейфом акселерометров, а также другими возмущающими факторами. ИНС с высокоточными гироскопами и акселерометрами имеют более высокую точность, но и более высокую стоимость. При использовании на ЛА ИНС с элементами невысокой точности существенно повысить точность ИНС можно за

счет привлечения дополнительной информации от различных датчиков и систем.

В настоящее время для коррекции измерительного комплекса ЛА обычно предлагается использовать классические алгоритмы оценивания. Как правило, это фильтр Калмана и его различные адаптивные модификации [5, 6]. Однако эти фильтры не позволяют проводить коррекцию измерительного комплекса ЛА, когда сигнал от внешнего источника временно отсутствует.

С течением времени происходит увеличение углов отклонения ГСП и показания ИНС становятся недостоверными [7].

Существенное повышение точностных характеристик ИНС достигается с помощью корректирующих устройств [8, 9].

Опорная система координат реализуется посредством ГСП. Однако ГСП отклоняется от заданного положения вследствие дрейфа гироскопов, смещения нуля и дрейфа акселерометров, погрешностей первого интегратора. Значительное увеличение углов отклонения ГСП приводит к дрейфу ГСП, обусловленному моментами остаточной несбалансированности вокруг осей прецессии гироскопов и анизотропностью ГСП и гироскопов при колебании и вибрации основания. Ошибки автономной ИНС возрастают с течением времени, поэтому для получения достоверной информации об ориентации ЛА необходимо компенсировать отклонения ГСП от заданного положения.

Наиболее распространенная схема коррекции ИНС предполагает использование GPS [10, 11]. Сигналы GPS подвержены воздействиям активных и пассивных помех. Поэтому гарантированно получать достоверную навигационную информацию от GPS не представляется возможным.

В случае отсутствия сигналов от GPS для коррекции ИНС используются другие датчики, например датчики угловых ускорений (ДУУ). Применение ДУУ для комплексирования с ИНС позволяет существенно повысить точность навигационной информации и информации об ориентации ЛА с использованием элементов ИНС невысокой стоимости. Для этого необходимо разработать алгоритмы комплексирования ИНС с ДУУ.

В статье предложены два алгоритма комплексирования. Первый – алгоритм коррекции в структуре ИНС.

Второй алгоритм позволяет проводить коррекцию в выходном сигнале ИНС.

Эффективность разработанных алгоритмов комплексирования доказана с помощью полунатурного моделирования. Эксперименты проводились с серийной ИНС Ц060К. Были проведены две серии экспериментов. Первая серия – ИНС установлена на неподвижном основании. Вторая серия – ИНС установлена на стенде и был задан режим качающегося основания. Представлены результаты эксперимента – точности ИНС с ДУУ сравнивались с автономной ИНС, ИНС с коррекцией в выходном сигнале с помощью адаптивного фильтра Калмана [12] и ИНС с коррекцией в структуре с помощью регулятора [13, 14]. При коррекции ИНС с фильтром Калмана и регулятором использованы сигналы GPS. Такая коррекция часто применяется и позволяет получить максимально возможную точность. Когда сигналов GPS нет, то предложено использовать ДУУ. Показаны возможности разработанных алгоритмов по сравнению с ИНС без коррекции и ИНС с GPS с максимально эффективной коррекцией.

Статья имеет следующую структуру. Второй раздел посвящен разработке алгоритма комплексирования ИНС с ДУУ и сформирован алгоритм коррекции в структуре ИНС. В третьем разделе предложен способ коррекции в выходном сигнале ИНС. Четвертый раздел содержит информацию о полунатурном эксперименте, доказывающем эффективность разработанных алгоритмов. Выводы содержат краткие итоги работы.

Перспективы дальнейших исследований связаны с исследованиями предложенных алгоритмов в условиях летного эксперимента, а также более подробного изучения процессов накопления погрешностей ИНС с использованием нелинейных уравнений погрешностей ИНС.

II. АЛГОРИТМЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИНС С ДУУ ПРИ КОРРЕКЦИИ В СТРУКТУРЕ ИНС

Повышение точности стабилизации ГСП, применяемых в ИНС, достигается введением значительного числа поправок в показания элементов системы в процессе предстартовой подготовки ИНС. Введение поправок сопряжено с точностью их вычисления и реализации и, кроме того, с затратой дефицитного времени. В этой связи возникает необходимость в поисках других методов повышения точности ГСП. Одним из таких методов может быть применение в схеме коррекции ИНС в качестве таких датчиков внешней информации датчиков угловых ускорений (ДУУ). Установка на ГСП трех ДУУ с ортогональными измерительными осями позволяет получить информацию об угловых движениях ГСП, которую можно использовать для коррекции положения платформы в пространстве.

Коррекцию можно осуществлять посредством подачи сигналов, сформированных по показаниям ДУУ, как на соответствующие моментные датчики гироскопов ГСП, так и в выходную информацию ИНС, т.е. можно корректировать сигналы акселерометров установленных на ГСП или их интегралы по времени.

Рассмотрим возможность коррекции ГСП ИНС путем введения информации с ДУУ. Установка трех ДУУ с ортогональными измерительными осями на ГСП позволяет получить информацию об отклонениях ГСП от началь-

ного положения в инерциальном пространстве. Использование получаемых с ДУУ сигналов в формировании корректирующих сигналов с подачей последних на соответствующие моментные датчики гироскопов ГСП приведет к прецессии ГСП в сторону уменьшения погрешностей стабилизации. Рассмотрим такие возможности на примере упрощенного уравнения движения ДУУ и прецессионного движения одного канала ГСП:

$$k_m \theta = J_m \ddot{\alpha} M_m; \quad H \dot{\alpha} = M_\delta + M_k, \quad (1)$$

где α – угол отклонения ГСП от начального положения в инерциальном пространстве; θ – угол отклонения чувствительной массы ДУУ относительно ГСП; H – собственный кинетический момент гироскопа ГСП; k_m – жесткость электрической пружины ДУУ; M_δ – внешний возмущающий момент вокруг оси прецессии гироскопа; M_k – корректирующий момент вокруг оси прецессии гироскопа; J_m – момент инерции чувствительной массы ДУУ относительно оси подвеса; M_m – внешний возмущающий момент вокруг оси подвеса чувствительной массы ДУУ.

Пусть на моментный датчик гироскопа ГСП подается сигнал коррекции, сформированный по информации с ДУУ, $M_k = M_k(\theta)$. Тогда можно записать выражения (1) в следующей форме:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\alpha} &= \frac{M_k(\theta)}{H} + \frac{M_\delta}{H} \\ \theta &= -\frac{J_m}{k_m} \ddot{\alpha} + \frac{M_m}{k_m} \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

Пусть

$$M_k(\theta) = k_2 \iint \theta(dt)^2. \quad (3)$$

Подставляя второе уравнение системы в (2), получим выражение, а затем в первое уравнение системы (2), имеем:

$$\dot{\alpha} + \frac{J_m k_2}{H k_m} \alpha = \frac{M_\delta}{H} + \frac{k_2}{H k_m} \iint M_m(dt)^2.$$

Решение уравнения для случая

$$M_\rho^* = const; \quad M_m^* = const; \quad \alpha(0) = \alpha_0$$

будет иметь следующий вид:

$$\alpha(t) = -\frac{H k_m M_m^*}{J_m^2 k_2} t + \frac{M_m^2}{2 J_m} t^2 + \left(\frac{k_m M_\delta^*}{J_m k_2} + \frac{H^2 k_m^2}{J_m^3 k_2^2} \right) \left(1 - e^{-\frac{J_m k_2 t}{k_m}} \right) + \alpha_0 e^{-\frac{J_m k_2 t}{k_m}}.$$

Таким образом, при коррекции ГСП в форме (3) возмущающие моменты вокруг осей прецессии гироскопов уже не приводят к нарастанию погрешностей стабилизации ГСП, но систематические ошибки ДУУ по-прежнему

оказывают значительное влияние на точность стабилизации. В этом случае, когда систематические ошибки ДУУ малы или практически отсутствуют, что возможно при соответствующем выборе коэффициента k_2 , можно получить значительное увеличение точности стабилизации ГСП по сравнению с некорректируемой системой. Для этого должно быть выполнено неравенство

$$k_2 \gg k_m M_\delta^* / J_m.$$

Возможности коррекции ГСП по информации с ДУУ для повышения точности стабилизации ГСП в значительной мере связаны с точностью самих ДУУ. Высокоточные ДУУ позволят снизить погрешности стабилизации ГСП, вызванные систематическим дрейфом гироскопов. Из этого следует, что ГСП, корректируемая сигналами ДУУ в форме (3), не требует установки на ней прецизионных гироскопов.

III. КОРРЕКЦИЯ ИНС С СИГНАЛАМИ ДУУ В ВЫХОДНОМ СИГНАЛЕ ИНС

Теперь рассмотрим коррекцию выходной информации акселерометров ИНС сигналами ДУУ. Выходной информацией акселерометров ИНС являются кажущиеся ускорения. Измерительные оси акселерометров жестко связаны с ГСП. Поэтому при наличии погрешностей стабилизации ГСП акселерометры, измеряющие кажущиеся ускорения движения основания не вдоль осей сопровождающего трехгранника принятой навигационной системой координат, а вдоль осей, жестко связанных с ГСП, будут содержать в выходной информации составляющие, которые зависят от погрешностей стабилизации ГСП.

$\dot{v}_\xi, \dot{v}_\eta, \dot{v}_\zeta$ – проекции кажущегося ускорения движения на оси сопровождающего трехгранника, $\dot{v}_x, \dot{v}_y, \dot{v}_z$ – проекции кажущегося ускорения на оси ГСП. С учетом матрицы направляющих косинусов [31] получим зависимости между обозначенными проекциями:

$$\begin{aligned} \dot{v}_x &= \dot{v}_\xi + \dot{v}_\eta \alpha - \dot{v}_\zeta \mu + \Delta \dot{v}_x, \\ \dot{v}_y &= \dot{v}_\eta - \dot{v}_\xi \alpha + \dot{v}_\zeta \beta + \Delta \dot{v}_y, \\ \dot{v}_z &= \dot{v}_\zeta + \dot{v}_\xi \mu - \dot{v}_\eta \beta + \Delta \dot{v}_z. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $\Delta \dot{v}_i (i = x, y, z)$ – ошибки измерения акселерометров. Таким образом, погрешности стабилизации ГСП приводят к ошибкам в определении проекции кажущегося ускорения на оси сопровождающего трехгранника. Обозначим их как

$$\begin{aligned} \delta v_x &= v_\eta \alpha - v_\zeta \mu + \Delta v_x, \\ \delta v_y &= -v_\xi \alpha - \dot{v}_\zeta \beta + \Delta v_y, \\ \delta v_z &= v_\xi \mu - v_\eta \beta + \Delta v_z. \end{aligned} \quad (5)$$

Задача состоит в том, чтобы хоть частично скомпенсировать погрешности (5).

Информация с ДУУ, измерительные оси которых коллинеарны осям ГСП, дает возможность формировать

компенсационные сигналы, близкие по величине ошибкам (2), и тем самым частично компенсировать их.

Пусть сигнал с ДУУ будут сформированы по аналогии с законом (3) и представлены в следующем виде:

$$\begin{aligned} u_x &= -k_3 \iint \theta_x (dt)^2, \\ u_y &= -k_3 \iint \theta_y (dt)^2, \\ u_z &= -k_3 \iint \theta_z (dt)^2, \end{aligned} \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} \theta_x &= -\frac{J_m}{k_m} \ddot{\beta} + \frac{M_{xm}}{k_m}, \\ \theta_y &= -\frac{J_m}{k_m} \ddot{\mu} + \frac{M_{ym}}{k_m}, \\ \theta_z &= -\frac{J_m}{k_m} \ddot{\alpha} + \frac{M_{zm}}{k_m}. \end{aligned} \quad (7)$$

Коэффициент k_3 выбираем равным k_m / J_m .

После постановки выражений (7) в (6) с учетом k_3 , осуществив интегрирование, получим выражения сигналов с ДУУ в следующем виде:

$$\begin{aligned} u_x &= \beta - \frac{1}{J_m} \iint M_{xm} (dt)^2, \\ u_y &= \mu - \frac{1}{J_m} \iint M_{ym} (dt)^2, \\ u_z &= \alpha - \frac{1}{J_m} \iint M_{zm} (dt)^2. \end{aligned} \quad (8)$$

Постоянные интегрирования учтены в последних членах.

Используя информацию с акселерометров и ДУУ, расположенных на ГСП, можно сформировать компенсационные сигналы $\delta \dot{v}_{xk}, \delta \dot{v}_{yk}, \delta \dot{v}_{zk}$ по следующему правилу:

$$\left. \begin{aligned} \delta \dot{v}_{xk} &= \dot{v}_y u_z - \dot{v}_z u_y \\ \delta \dot{v}_{yk} &= -\dot{v}_x u_z + \dot{v}_z u_x \\ \delta \dot{v}_{zk} &= \dot{v}_x u_y - \dot{v}_y u_x \end{aligned} \right\}. \quad (9)$$

Подача сигналов в форме (9) с обратными знаками в выходную информацию акселерометров ИНС позволяет скомпенсировать основные составляющие погрешностей.

Коррекция ИНС в выходной информации имеет преимущество перед коррекцией в структуре системы, так как не влияет на динамику ГСП. Комплексирование ИНС в ДУУ позволяет повысить точность получения навигационной информации о ЛА. Представленный способ целесообразно применять в условиях, когда информация о навигационных параметрах динамического объекта не может быть получена с более точных датчиков, например GPS.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

При проверке работоспособности и качества функционирования разработанных алгоритмов использованы результаты полунатурного моделирования с реальной ИНС Ц060К.

Определение точностных характеристик системы в статике осуществлялось при установке ИНС на основании стенда. Так как система установлена на неподвижном основании, выходная информация о местоположении и скорости является ошибками ИНС. Навигационная информация снималась с блока вывода и индикации визуально через 5 минут.

На выходе ИНС регистрируем ошибки ИНС по скорости, углы отклонения ГСП от плоскости горизонта.

Точность коррекции ИНС с помощью ДУУ, линейного адаптивного фильтра Калмана приведены в таблице.

ТАБЛИЦА. ТОЧНОСТЬ КОРРЕКЦИИ ИНС С ПОМОЩЬЮ ДУУ В СТРУКТУРЕ, И ЛИНЕЙНОГО АДАПТИВНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Схема комплексирования ИНС+ДУУ в структуре	Точность коррекции на неподвижном основании (%)	Точность коррекции на качающемся основании (%)
ИНС+ДУУ в выходном сигнале	70%	60%
ИНС + GPS	85%	72%

Результаты полунатурного моделирования продемонстрировали высокую эффективность разработанных алгоритмов комплексирования. Точность коррекции ИНС с использованием GPS и адаптивного фильтра Калмана самая высокая. Эффективность предложенных алгоритмов коррекции объясняется тем, что в условиях отсутствия сигналов GPS удается повысить точность навигационных определений скорости ЛА в среднем на 30%; угла отклонения ГСП – 45%. Эти значения получены по сравнению с автономной ИНС Ц060К.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны простые алгоритмы комплексирования ИНС и ДУУ. Эти алгоритмы позволяют проводить коррекцию ИНС в условиях отсутствия высокоточных дополнительных навигационных систем типа GPS. Предложены алгоритмы комплексирования ИНС с ДУУ позволяющие проводить коррекцию в структуре ИНС и в ее выходном сигнале. Эффективность предложенных алгоритмов доказана с помощью полунатурного эксперимента с серийной платформенной ИНС Ц060К. По результатам эксперимента можно сделать вывод о более

высокой точности алгоритма комплексирования в структуре ИНС в условиях маневрирования ЛА. При горизонтальном полете ЛА с постоянной скоростью более высокую точность показал алгоритм коррекции в выходном сигнале ИНС. Сделанный вывод требует подтверждения в условиях летного эксперимента.

БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №19-79-10005).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Джанджгава Г.И. и др. Навигационный комплекс с повышенными характеристиками наблюдаемости и управляемости // Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 6. С. 18–24.
- [2] Кабакова А.С., Высокова М.С., Чан Н.Х. Методы коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Молодежный научно-технический вестник. 2015. №2. С. 18–18.
- [3] Kai Shen, Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Proletarsky, A.V., Novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles, Metrology and measurement systems, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 347–356.
- [4] Шэнь К., Пролетарский А. В., Неусыпин К. А. Исследование алгоритмов коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Вестник Московского государственного технического университета им. НЭ Баумана. Серия «Приборостроение». 2016. №2 (107).
- [5] Julier, S.J., Uhlmann, J.K., New extension of the Kalman filter to nonlinear systems, Signal processing, sensor fusion, and target recognition VI. International Society for Optics and Photonics, 1997, vol. 3068, pp. 182–193.
- [6] Shakhhtar, B.I., Shen Kai, Neusypin K.A., Modification of the nonlinear Kalman filter in a correction scheme of aircraft navigation systems, Journal of Communications Technology and Electronics, 2016, vol. 61, no. 11, pp. 1252–1258.
- [7] Селезнева М.С. и др. Алгоритмы обработки информации навигационных систем и комплексов летательных аппаратов. 2018., 254 с.
- [8] Nassar, S., El-Sheimy, N., Wavelet analysis for improving INS and INS/DGPS navigation accuracy, The Journal of Navigation, 2005, vol. 58, no. 1, pp. 119–134.
- [9] Kortunov, V.I. et al., Integrated mini INS based on MEMS sensors for UAV control, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2009, vol. 24, no.1, pp. 41–43.
- [10] Zhang, Q., Niu, X., Shi, C., Assessment of the effect of GNSS sampling rate on GNSS/INS relative accuracy on different time scales for precision measurements, Measurement, 2019, vol. 145, pp. 583–593.
- [11] Неусыпин К.А. и др. Алгоритм построения модели ИНС/ГНСС интегрированной навигационной системы с использованием критерия степени идентифицируемости // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2018. С. 30–34.
- [12] Mohamed, A.H., Schwarz, K.P., Adaptive Kalman filtering for INS/GPS, Journal of geodesy, 1999, vol. 73, no.4, pp. 193–203.
- [13] Аполонский В.В., Тарарыкин С.В. Методы синтеза редуцированных регуляторов состояния линейных динамических систем // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2014. № 6. С. 25–25.
- [14] Джанджгава Г.И. и др. Инерциальная навигационная система с высокоточной алгоритмической коррекцией // Инженерная физика. 2018. №5. С. 86–93.

Определение значимых характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем в составе объекта управления с использованием типовых участков движения

С.Ю. Перепелкина
АО «НПО автоматики
имени академика Н.А. Семихатова»
г. Екатеринбург, Россия
avt@npoa.ru

А.А. Федотов
АО «НПО автоматики
имени академика Н.А. Семихатова»
г. Екатеринбург, Россия
avt@npoa.ru

Аннотация—Рассматривается бесплатформенная инерциальная навигационная система в составе объекта управления. Исследуется влияние пространственного замкнутого углового движения объекта управления на структуру погрешностей определения его углового положения в приборных осях БИНС. При этом предполагается, что указанные погрешности пропорциональны измеряемому сигналу. Предложены к рассмотрению два типа замкнутого углового движения, характеризующегося одинаковыми ориентациями в начальный и конечный моменты времени. Показано, что такие движения позволяют собрать погрешности определения углового положения в одну из приборных осей либо перераспределить их между приборными осями. За счет этого повышается наблюдаемость параметров модели погрешностей БИНС, и могут быть улучшены целевые характеристики объекта управления. Такой подход может быть особенно эффективен при использовании разноточных гироскопических датчиков (в том числе для заранее уточненной части параметров модели погрешностей БИНС).

Ключевые слова—бесплатформенная инерциальная навигационная система, структура погрешностей в приборных осях, перераспределение погрешностей в приборных осях, типовые замкнутые угловые движения.

I. ВВЕДЕНИЕ

Современное развитие авиационной и ракетно-космической техники тесно связано с использованием разнообразных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Традиционно главный недостаток БИНС (по сравнению с платформенными системами) заключается в ограниченных возможностях по определению и уточнению параметров модели погрешностей БИНС. Это связано с существенными ограничениями на проведение в составе объекта управления полноценной «классической» калибровки, заключающейся в выставке осей чувствительности измерительных датчиков в те или иные характерные положения. Операция демонтажа БИНС для ее автономной калибровки с повторной установкой на объекте управления может быть технологически нереализуема либо связана с большими издержками. При этом в любом случае параметры модели погрешностей БИНС «в запуске» не могут быть получены в полном объеме.

Данные обстоятельства сдерживают широкое использование БИНС. Показательной в этом плане является задача начальной автономной выставки [1, 2], в которой использование БИНС (вместо платформенной системы) приводит к существенному увеличению азимутальной погрешности.

В данной работе исследуются погрешности БИНС по угловому положению на полетном участке. Известно, что угловые параметры модели погрешностей БИНС могут уточняться по данным спутниковых навигационных систем в «крейсерском» режиме полета. Для этого используются специальные замкнутые движения основания типа «змейка» и типа «циркумдукция». Указанные движения могут осуществляться на фоне основной полетной программы с сохранением заданного допуска на отклонение от номинальной траектории. Отметим работы [3–9].

Аналогичный подход (при наличии крейсерских участков с установившимся движением) предлагается использовать и в автономном режиме полета объекта управления для снижения погрешностей ориентации при выполнении разворотов. Здесь в качестве типовых вариантов замкнутого углового движения основания относительно номинальной траектории предлагается рассмотреть N-образный разворот и M-образный разворот (далее – NM-развороты).

Использование NM-разворотов позволяет добиться перераспределения уровня погрешностей в приборных осях БИНС. При этом указанное перераспределение возможно как между осями, так и в рамках одной из осей. При реализации NM-разворотов с малой амплитудой перетекание погрешностей в приборных осях БИНС происходит по близкому к линейному закону.

Описанный подход опирается на предположение о взаимной независимости ошибок гироскопических измерительных каналов БИНС. Также считается, что погрешности, пропорциональные уровню сигнала, являются преобладающими.

В настоящей статье описаны NM-развороты и их влияние на структуру погрешностей в приборных осях БИНС. Особо отмечен случай использования одного высокоточного (или откалиброванного) гироскопического датчика. Для практического использования NM-

разворотов необходимо наряду с расчетом навигационных параметров выполнять пересчет матриц распределения ошибок в приборных осях БИНС.

II. ПОГРЕШНОСТИ В ПРИБОРНЫХ ОСЯХ БИНС

Будем рассматривать участок движения с поворотами объекта управления при отсутствии экстремальных перегрузок. В этом случае ошибки гироскопических измерительных каналов, пропорциональные входному сигналу, можно считать преобладающими. Допустим также, что указанные ошибки являются взаимно независимыми.

Влияние ошибок каждого гироскопического измерительного канала на погрешности ориентации в приборных осях БИНС $X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ опишем при помощи соответствующих симметричных матриц распределения ошибок. Обозначим такие матрицы как M_i , где $i = 1, 2, 3$ – номер гироскопического измерительного канала. Начальные значения матриц M_i нулевые.

Погрешности ориентации в осях $X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$, вызванные ошибками накопленного сигнала в i -м гироскопическом измерительном канале, определяются формулой $G_i(\mathbf{e}) = \mathbf{e}^T \cdot M_i \cdot \mathbf{e}$, где $\mathbf{e} \in R^3$ – заданные в приборных осях БИНС единичные направления. Содержательно значения $G_i(\mathbf{e})$ эквивалентны угловой ошибке, вызванной поворотом относительно i -го гироскопического измерительного канала. В общем случае вдоль приборных направлений \mathbf{e} рассматриваются все три составляющие погрешностей ориентации $G_1(\mathbf{e})$, $G_2(\mathbf{e})$ и $G_3(\mathbf{e})$, вызванные накопленными ошибками гироскопических измерительных каналов с номерами 1, 2 и 3 соответственно.

Последовательность действий для формирования текущих оценок в приборных осях БИНС следующая. Сначала организуется пересчет накопленного угла гироскопических измерительных каналов в оси $X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$. Для этого при каждом пересчете ориентации БИНС необходимо иметь приращения сигнала в осях чувствительности измерительных каналов без учета конических поправок, входящих в состав вектора Эйлера промежуточного поворота. Далее указанные приращения сигнала i -го гироскопического измерительного канала складываются на оси $X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ и добавляются к диагональным элементам матрицы M_i . Затем осуществляется пересчет распределения ошибок посредством матрицы H текущего промежуточного поворота по формуле $M_i(t_{j+1}) = H^T \cdot M_i(t_j) \cdot H$.

В рамках описанного подхода дополнительные затраты на подготовку промежуточного вектора Эйлера не требуются. Причина заключается в том, что вектор Эйлера присутствует в типовых алгоритмах БИНС, где используется для расчета поправок на коническое движение. В то же время отметим, что задача формирования фактических оценок распределения ошибок в виде матриц M_i может быть не включена в состав бортовых навигационных расчетов. Это может быть связано с заранее известной траекторией и условиями движения. В таком случае потребуются дополнительные вычислительные и временные затраты на практическую реализацию соответствующих алгоритмов.

III. ХАРАКТЕРИСТИКИ NM-РАЗВОРОТОВ

Для простоты изложения будем считать, что оси чувствительности гироскопических измерительных каналов

БИНС взаимно ортогональны и направлены параллельно осям приборного трехгранника. Соответствующие погрешности масштаба в гироскопических измерительных каналах обозначим через $\Delta\rho_1, \Delta\rho_2, \Delta\rho_3$. Исследуемые NM-развороты осуществляются в виде последовательности поворотов относительно приборных направлений \mathbf{e} . Данные направления номинально ортогональны, будем считать их совпадающими с приборными осями БИНС. Схематично рассматриваемые угловые движения в виде замкнутых ломаных линий на сфере при N-образном и M-образном разворотах представлены на рис. 1.

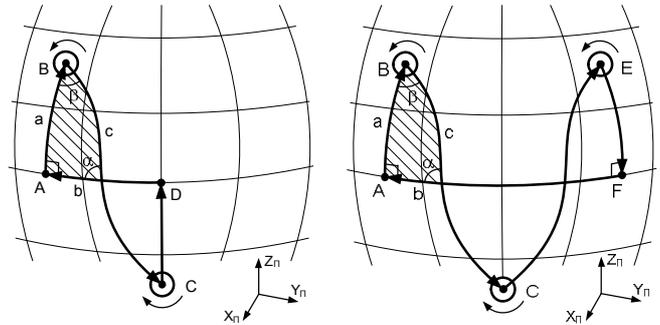


Рис. 1. Общий вид N-образного и M-образного разворотов

Здесь типовой N-образный разворот задается набором положений и разворотов, взятых в последовательности A-B-C-D-A. В положениях B и C повороты выполняются относительно оси X_{Π} . Повороты (A-B), (B-C) и (C-D) выполняются относительно оси Y_{Π} . Возврат в исходное положение A выполняется посредством поворота (D-A) относительно оси Z_{Π} , замыкающего N-образный разворот.

Для типового M-образного разворота последовательность положений и разворотов имеет вид A-B-C-E-F-A. В положениях B, C и E повороты выполняются относительно оси X_{Π} . Повороты (A-B), (B-C), (C-E) и (E-F) выполняются относительно оси Y_{Π} . Возврат в исходное положение A выполняется посредством поворота (F-A) относительно оси Z_{Π} , замыкающего M-образный разворот.

При планировании NM-разворотов потребуется решение сферического прямоугольного треугольника Эйлера. Используя [10], запишем решение через катет a и прилежащий угол β в виде

$$tgc = \frac{tga}{\cos\beta}, \quad tgb = \sin a \cdot tg\beta, \quad \cos\alpha = \cos a \cdot \sin\beta.$$

Далее рассмотрим первичные оценки погрешностей, которые возникают в осях $X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ при выполнении NM-разворотов. При N-образном развороте в первом приближении (при линеаризации) с учетом указанных формул получаем ненулевые оценки только для осей Y_{Π} и Z_{Π} :

$$\Delta\rho_1 \cdot 2c \cdot \sin\alpha + \Delta\rho_2 \cdot 2(c-a) \quad (\text{по оси } Y_{\Pi}),$$

$$\Delta\rho_1 \cdot 2c \cdot \cos\alpha - \Delta\rho_2 \cdot 2b + \Delta\rho_3 \cdot 2b \quad (\text{по оси } Z_{\Pi}).$$

При M-образном развороте в первом приближении имеем ненулевую оценку только для оси Z_{Π} :

$$\Delta\rho_1 \cdot 4c \cdot \cos\alpha - \Delta\rho_2 \cdot 4b + \Delta\rho_3 \cdot 4b.$$

Данные оценки дают возможность использования NM-разворотов для изменения баланса погрешностей

между двумя осями Y_{Π} и Z_{Π} (N-образный разворот) и в рамках одной оси Z_{Π} (M-образный разворот). При этом задача перераспределения погрешностей в приборных осях существенно упрощается при малых значениях $\Delta\rho_1$ (при наличии одного гироскопического датчика, характеризующегося повышенной точностью либо предварительно откалиброванного).

Дополнительно к рассмотренным в настоящей статье NM-разворотам можно использовать коническое движение типа «циркумдукция» (см. [11], [12]). В этом случае можно получить близкий к оптимальному состав погрешностей в рамках выбранного гироскопического измерительного канала. Это достигается за счет разнонаправленного влияния погрешностей $\Delta\rho_2$ и $\Delta\rho_3$ при выполнении M-образного разворота и за счет однонаправленного влияния данных погрешностей при угловом коническом движении.

Управление погрешностями в приборных каналах может осуществляться итерационно. При этом на каждом шаге выбирается наиболее критичное направление в приборных осях БИНС, у которого баланс ошибок является наихудшим. Такие направления могут выбираться из числа главных направлений попарных разностных матриц из M_i .

Рассматриваемые типовые развороты могут быть адаптированы под целевую задачу с учетом характеристик отдельных гироскопических измерительных каналов. Адаптация включает в себя грубую подстройку посредством N-образного разворота с целью максимального снижения ошибок в критических приборных осях БИНС. Далее выполняется тонкая подстройка посредством M-образного разворота с изменением структуры погрешностей в приборных осях БИНС. При этом, если исходная задача сводится к оптимизации ошибок определения углового положения, то ошибки гироскопических измерительных каналов необходимо равномерно (в равных долях) распределить по приборным осям БИНС. Если же при решении задачи требуется обеспечить максимальную наблюдаемость параметров модели измерений БИНС (калибровка в полете), то ошибки гироскопических измерительных каналов следует, напротив, максимально обособить друг от друга.

Отметим, что при всех возможных преимуществах использования представленных в работе NM-разворотов следует обратить внимание на ужесточение требований к гироскопическим датчикам в части характеристик гистерезиса. Также больше внимания следует уделять корреляции шумов в измерительных каналах (см., например, [13]).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, показана принципиальная возможность обеспечения баланса погрешностей в приборных осях БИНС за счет характерных замкнутых угловых движений. Описаны два типа таких движений –

N-образный и M-образный развороты. Изложен порядок формирования и использования таких разворотов. Указанные типы движения совместно с ранее описанным угловым коническим движением позволяют обеспечить разложение угловых погрешностей в приборных осях БИНС по близкому к оптимальному закону.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Водичева Л.В., Алиевская Е.Л., Парышева Ю.В. Начальная выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы на неподвижном основании: методы и их погрешности // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 71–74.
- [2] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Переляев С.Е. Инерциальная навигация и геофизические инварианты // Материалы XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021.
- [3] Емельянец Г.И., Тицин Ц. О наблюдаемости восточного дрейфа инерциального измерительного модуля в условиях специального маневрирования объекта // Гироскопия и навигация. 2005. № 4(51). С. 32–41.
- [4] Матвеев В.В. Исследование погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы высокодинамичного летательного аппарата // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2012. № 12-1. С. 165–173.
- [5] Васильева И.А., Кальченко А.О. Анализ точности калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете в зависимости от некоторых типов эволюций самолетов // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика. Механика. 2014. № 1. С. 65–68.
- [6] Парусников Н.А., Вавилов Н.Б. и др. Методы повышения точности автономного режима бесплатформенной инерциальной навигационной системы на основе информационной интеграции // Труды Московского института электромеханики и автоматики (МИЭА). Навигация и управление летательными аппаратами. 2016. № 15. С. 2–9.
- [7] Кальченко, А.О. Задача калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете при помощи информации от спутниковой навигационной системы: дис. ... канд. физ.-мат. наук: МГУ. М., 2016. 105 с.
- [8] Васильева И.А. Калибровка бескарданной инерциальной навигационной системы в сборе на точных стендах: дис. ... канд. физ.-мат. наук: МГУ. М., 2017. 99 с.
- [9] Емельянец Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А. Об использовании маневрирования для повышения точности корабельной автономной БИНС // Гироскопия и навигация. 2020. №2 (109). С. 37–53.
- [10] Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. 13-е изд., исправленное. М.: Наука, 1986. 544 с.
- [11] Федотов А.А., Перепелкина С.Ю. Повышение точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы за счет управляемого прецессионного движения // XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С. 167–170.
- [12] Годоров Ю.А., Лутманов С.В. Анализ методических погрешностей, вызванных коническим движением бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Проблемы механики и управления: Нелинейные динамические системы, 2015. № 47. С. 4–16.
- [13] Кробка Н.И. Влияние корреляций шумов в измерительных каналах трехосных гироскопов на точность бесплатформенных инерциальных систем ориентации // Механіка Гироскопічних систем. Киев. 2011. № 23. С. 13–23.

Моделирование влияния нестабильности шкалы времени на погрешность инерциальной навигации

Р.С. Куликов
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
KulikovRS@mpei.ru

О.В. Денисенко
ФГУП «ВНИИФТРИ»
Московская обл, Менделеево, Россия
denisenko@vniiftri.ru

О.В. Глухов
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
GlukhovOV@mpei.ru

И.В. Меркурьев
ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ»
Москва, Россия
MerkuryevIV@mpei.ru

Аннотация—Целью работы является приближенная оценка влияния нестабильности шкалы времени инерциального измерительного блока на погрешность счисления пути, выявление классов инерциальных измерительных блоков, для которых это влияние существенно. В результате исследования путем моделирования было показано, что для высококачественных инерциальных измерительных блоков, обеспечивающих относительно долгое время автономную инерциальную навигацию, нестабильность шкалы времени инерциального измерительного блока может оказывать заметное влияние на оценку координат.

Ключевые слова—инерциальная навигация, инерциальная навигационная система, инерциальный измерительный блок, нестабильность опорного генератора, шкала времени.

1. ВВЕДЕНИЕ

Целью работы является приближенная оценка влияния нестабильности шкалы времени (ШВ) инерциального измерительного блока (ИИБ) на погрешность счисления пути, выявление классов инерциальных измерительных блоков, для которых это влияние существенно. Насколько известно авторам, это первая попытка подобного исследования.

Инерциальные измерения производятся инерциальным измерительным блоком в известные моменты времени, фиксируемые в шкале времени инерциального измерительного блока. Оценки координат и ориентации в инерциальной навигации производятся методом счисления по известным соотношениям: интегрируются измерения вектора угловой скорости и оценка вектора вращения Земли для оценки поворота собственной системы координат в выбранной, пересчитывается вектор кажущихся ускорений из собственной системы координат в выбранную, вычитается оценка вектора ускорения свободного падения, после чего полученная оценка вектора ускорений интегрируется для получения оценки вектора скорости и интегрируется еще раз для получения оценки координат.

Таким образом, для получения оценки координат требуется произвести три интегрирования во времени, погрешность которых зависит как от погрешности измерений инерциального измерительного блока (угловых скоростей и кажущихся ускорений), погрешностей значения вектора вращения Земли и вектора ускорения свободного падения, так и от погрешности шкалы времени, в которой производится фиксация моментов измерений.

Все известные авторам исследовательские работы по инерциальной навигации предметом имеют погрешности значений измерений. При этом была найдена всего одна работа по исследованию влияния нестабильности шкалы времени инерциального измерительного блока на эффективность работы навигационной системы [1]. Причем работа посвящена строгим аналитическим уравнениям ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) и влиянию на них неидеальностей ШВ без представления числовых оценок и анализа этого влияния для различных классов ИИБ. Авторы решили восполнить этот пробел.

2. МОДЕЛИ ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ И ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА

А. Модель шкалы времени инерциального измерительного блока

Известно множество исследовательских работ, посвященных разработке и исследованию математических моделей различных типов опорных генераторов, задающих шкалу времени. В данной работе за основу модели шкалы времени инерциального измерительного блока была взята одна из описанных в литературе линейная марковская модель первого порядка с постоянным периодом дискретизации, характеризующая «течение времени», и модель относительной нестабильности ШВ, представленная экспоненциально-коррелированным «медленным» случайным процессом. В итоге модель ШВ описывается следующими уравнениями:

$$\delta_k = \delta_{k-1}(1-\alpha) + \alpha \cdot \chi_k, \quad (1)$$

$$t_k = t_{k-1} \cdot T_0(1 + \delta_k), \quad (2)$$

где уравнение (1) характеризует относительную нестабильность ШВ: δ_k – относительная нестабильность на текущем такте, α – коэффициент передачи сглаживающего фильтра ($\text{const} = 0,1 \dots 0,01$), χ_k – дискретный белый гауссовский шум на текущем такте с нулевым средним и конечной дисперсией; уравнение (2) характеризует «течение времени»: t_k – время в ШВ инерциального измерительного блока на текущем такте, T_0 – период дискретизации ИИБ. Подбор параметров модели ШВ позволяет моделировать различные эффекты реальных опорных генераторов.

В. Модель движения объекта

В работе была записана простая модель равноускоренного движения с вращением некоего объекта как детерминированной функции истинного времени в инерциальной системе координат xuz (ИСК). Модель движения описывается следующими уравнениями:

$$V_{y_k} = V_{y_{k-1}} + \frac{a_y}{2} T_0, \quad (3)$$

$$x_{y_k} = x_{y_{k-1}} + V_{y_k} T_0, \quad (4)$$

$$\gamma_k = \gamma_{k-1}(1 - \alpha) + \alpha \zeta_k T_0, \quad (5)$$

где уравнение (3) характеризует изменение проекции вектора скорости на ось ou (остальные компоненты $\text{const} = 0$ м/с): V_{y_k} – y -я компонента вектора скорости на текущем такте, a_y – y -я компонента вектора линейных ускорений (const), T_0 – период дискретизации ИИБ; уравнение (4) характеризует изменение проекции вектора перемещения (координат) на ось ou (остальные компоненты $\text{const} = 0$ м): x_{y_k} – y -я компонента вектора перемещения на текущем такте; уравнение (5) характеризует вращение объекта вокруг оси движения – ou (изменение угла крена, остальные углы Эйлера $\text{const} = 0$ рад): γ_k – угол крена на текущем такте, α – коэффициент передачи сглаживающего фильтра ($\text{const} = 0,1 \dots 0,01$), ζ_k – дискретный белый гауссовский шум на текущем такте с нулевым средним и конечной дисперсией. Истинное время в работе характеризуется периодом дискретизации ИИБ T_0 , который является постоянным и равен 0,01 с.

Для того чтобы рассчитать истинные вектора угловой скорости и кажущегося ускорения в шкале времени ИИБ, необходимо уравнения (3)–(5) переписать с учетом относительной нестабильности опорного генератора, содержащейся в уравнениях (1)–(2). Тогда получим:

$$V_{y_k}(t_k) = V_{y_{k-1}} + \frac{a_y}{2} \cdot (t_k - t_{k-1}), \quad (6)$$

$$x_{y_k}(t_k) = x_{y_{k-1}} + V_{y_k} \cdot (t_k - t_{k-1}), \quad (7)$$

$$\gamma_k(t_k) = \gamma_{k-1}(1 - \alpha) + \alpha \zeta_k \cdot (t_k - t_{k-1}). \quad (8)$$

Теперь можем записать истинные вектора угловой скорости и кажущегося ускорения в шкале времени ИИБ. Для простоты без потери общности предполагается, что вектор вращения Земли не влияет на определение ориентации объекта в ИСК, а вектор ускорения свободного падения известен точно, равно как и начальные координаты, вектор скорости, линейного ускорения и ориентация объекта.

Так как акселерометры измеряют кажущееся ускорение в собственной системе координат объекта (ССК), то необходимо ввести матрицу поворота ИСК к ССК. Для вращения вдоль оси движения объекта матрица поворота описывается следующим уравнением:

$$\mathbf{S}_{\text{ССК}k}^{\text{ИСК}}(t_k) = \begin{bmatrix} \cos(\gamma_k(t_k)) & 0 & -\sin(\gamma_k(t_k)) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\gamma_k(t_k)) & 0 & \cos(\gamma_k(t_k)) \end{bmatrix}, \quad (9)$$

где $\mathbf{S}_{\text{ССК}k}^{\text{ИСК}}$ – матрица поворота осей ИСК к ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\gamma_k(t_k)$ – угол крена на текущем такте в шкале времени ИИБ.

Запишем вектор ускорения свободного падения в ИСК в виде уравнения (10). Тогда, используя уравнение (9), можем представить вектор ускорения свободного падения в ССК, уравнение (11):

$$\mathbf{G}^{\text{ИСК}} = [0; 0; -g], \quad (10)$$

$$\mathbf{G}_k^{\text{ССК}}(t_k) = \langle \mathbf{S}_{\text{ССК}k}^{\text{ИСК}}(t_k), \mathbf{G}^{\text{ИСК}} \rangle, \quad (11)$$

где g – ускорение свободного падения (в работе принимаем равным $9,80665 \text{ м/с}^2$) направлено против оси oz ; $\mathbf{G}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор ускорения свободного падения в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ; $\langle \rangle$ – оператор скалярного произведения матриц.

По аналогии с (10–11) представим вектор линейных ускорений в ССК:

$$\mathbf{W}^{\text{ИСК}} = [0; a_y; 0], \quad (12)$$

$$\mathbf{W}_k^{\text{ССК}}(t_k) = \langle \mathbf{S}_{\text{ССК}k}^{\text{ИСК}}(t_k), \mathbf{W}^{\text{ИСК}} \rangle, \quad (13)$$

где $\mathbf{W}^{\text{ИСК}}$ – вектор линейных ускорений в ИСК, a_y – y -ая компонента вектора линейных ускорений (const); $\mathbf{W}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор линейных ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ; $\langle \rangle$ – оператор скалярного произведения матриц.

В итоге истинные вектора угловой скорости и кажущегося ускорения в шкале времени ИИБ записываются как

$$\boldsymbol{\omega}_k^{\text{ССК}}(t_k) = \frac{\gamma_k(t_k) - \gamma_{k-1}(t_{k-1})}{(t_k - t_{k-1})}, \quad (14)$$

$$\boldsymbol{\omega}_k^{\text{ССК}}(t_k) = [0; \omega_{y_k}^{\text{ССК}}(t_k); 0],$$

$$\mathbf{F}_k^{\text{ССК}}(t_k) = \mathbf{W}_k^{\text{ССК}}(t_k) - \mathbf{G}_k^{\text{ССК}}(t_k), \quad (15)$$

где $\boldsymbol{\omega}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор истинных угловых ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\gamma_k(t_k)$ – угол крена на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\omega_{y_k}^{\text{ССК}}(t_k)$ – y -я компонента вектора истинных угловых ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ; $\mathbf{F}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор истинных кажущихся ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\mathbf{W}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор линейных ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\mathbf{G}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор ускорения свободного падения в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ.

В качестве модели ошибок инерциального измерительного блока в данной работе была взята сумма экспоненциально-коррелированного «медленного» случайного процесса, моделирующего дрейф нулей измерений, и дискретного белого шума, моделирующего шум измерения. Опишем эти модели.

Модель дрейфа нулей измерений для акселерометров и гироскопов:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_k = \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}(1-\alpha) + \alpha \boldsymbol{\xi}_k, \quad (16)$$

где $\boldsymbol{\varepsilon}_k$ – вектор значений дрейфов нуля инерциальных датчиков по каждой из осей ССК (x, y, z) на текущем такте, α – коэффициент передачи сглаживающего фильтра ($\text{const} = 0,3 \dots 0,01$), $\boldsymbol{\xi}_k$ – дискретный белый гауссовский шум на текущем такте с нулевым средним и конечной дисперсией.

Тогда полная модель измерений инерциальных датчиков описывается следующими уравнениями:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_k^{\text{ССК}}(t_k) = \boldsymbol{\omega}_k^{\text{ССК}}(t_k) + \boldsymbol{\varepsilon}_k^{\omega} + \mathbf{n}_k^{\omega}, \quad (17)$$

$$\tilde{\mathbf{F}}_k^{\text{ССК}}(t_k) = \mathbf{F}_k^{\text{ССК}}(t_k) + \boldsymbol{\varepsilon}_k^F + \mathbf{n}_k^F, \quad (18)$$

где $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор измерений угловых ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\omega}$ – вектор дрейфов нуля гироскопов на текущем такте, \mathbf{n}_k^{ω} – вектор шумов наблюдения гироскопов на текущем такте; $\tilde{\mathbf{F}}_k^{\text{ССК}}(t_k)$ – вектор измерений кажущихся ускорений в ССК на текущем такте в шкале времени ИИБ, $\boldsymbol{\varepsilon}_k^F$ – вектор дрейфов нуля гироскопов на текущем такте, \mathbf{n}_k^F – вектор шумов наблюдения гироскопов на текущем такте.

III. МОДЕЛИРОВАНИЕ И АЛГОРИТМ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ

Для модели движения объекта в модели шкалы времени инерциального измерительного блока были смоделированы измерения вектора угловой скорости и вектора кажущегося ускорения, используя уравнения (17)–(18).

Зная алгоритм счисления пути, смоделированные измерения инерциальных датчиков и начальные условия, можно оценить пройденный путь. Важно заметить, что для реализации алгоритма счисления необходимо произвести численное интегрирование по истинному времени, то есть использовать период дискретизации ИИБ на каждом шаге интегрирования.

Алгоритм счисления пути:

$$\hat{\boldsymbol{\gamma}}_k = \hat{\boldsymbol{\gamma}}_{k-1} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_k^{\text{ССК}}(t_k) \cdot T_0, \quad (19)$$

$$\hat{\mathbf{S}}_{\text{ССК}}^{\text{ИСК}} = \begin{bmatrix} \cos(\hat{\boldsymbol{\gamma}}_k) & 0 & -\sin(\hat{\boldsymbol{\gamma}}_k) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\hat{\boldsymbol{\gamma}}_k) & 0 & \cos(\hat{\boldsymbol{\gamma}}_k) \end{bmatrix}, \quad (20)$$

$$\hat{\mathbf{F}}_k^{\text{ИСК}} = \left\langle \hat{\mathbf{S}}^T, \tilde{\mathbf{F}}_k^{\text{ССК}}(t_k) \right\rangle, \quad (21)$$

$$\hat{\mathbf{W}}_k^{\text{ИСК}} = \hat{\mathbf{F}}_k^{\text{ИСК}} + \mathbf{G}^{\text{ИСК}}, \quad (22)$$

$$\hat{\mathbf{V}}_k = \hat{\mathbf{V}}_{k-1} + \frac{\hat{\mathbf{W}}_k^{\text{ИСК}}}{2} \cdot T_0, \quad (23)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \hat{\mathbf{V}}_k \cdot T_0. \quad (24)$$

В работе были использованы следующие начальные условия для нахождения оценок координат:

$$\begin{aligned} y_0 &= 0 \text{ м,} \\ V_{y_0} &= 10 \text{ м/с,} \\ a_y &= 10 \text{ м/с}^2, \\ \gamma_0 &= \frac{\pi}{18} \text{ рад.} \end{aligned} \quad (25)$$

Для того чтобы оценить влияние нестабильности шкалы времени на оценку пройденного пути инерциальной системы, необходимо было также смоделировать координаты объекта в шкале времени ИИБ, используя формулы (6)–(7), назовем их истинными координатами.

После нахождения оценок координат в результате выполнения алгоритма счисления пути и истинных координат по формулам (6)–(7) необходимо было вычислить усредненные по времени разности как погрешности оценок, используя следующие формулы:

$$\begin{aligned} \bar{\Delta}^x &= \overline{(x_k(t_k) - \hat{x}_k)}, \\ \bar{\Delta}^y &= \overline{(y_k(t_k) - \hat{y}_k)}, \\ \bar{\Delta}^z &= \overline{(z_k(t_k) - \hat{z}_k)}. \end{aligned} \quad (26)$$

А затем необходимо было вычислить Евклидовы нормы полученных погрешностей:

$$\bar{\Delta} = \sqrt{(\bar{\Delta}^x)^2 + (\bar{\Delta}^y)^2 + (\bar{\Delta}^z)^2}. \quad (27)$$

Вычисленные нормы также были усреднены по множеству реализаций.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ

Моделирование разностей инерциальных оценок координат в истинной шкале времени и истинных координат в модели нестабильной шкалы времени было проведено для нескольких классов инерциальных измерительных блоков, модели которых отличались уровнем измерительных погрешностей, и для диапазона значений относительной нестабильности опорного генератора инерциального блока. Классы ИИБ и их характеристики для наглядности приведем в таблице ниже.

ТАБЛИЦА 1. ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗНЫХ КЛАССОВ ИИБ

Класс ИИБ	СКО дрейфа нуля гироскопа	СКО шума гироскопа
Индустриальные	$< 10^\circ / \text{ч}$	$< 0,5^\circ / \text{с}$
Тактические	$< 1^\circ / \text{ч}$	$< 0,05^\circ / \text{с}$
Навигационные	$< 0,1^\circ / \text{ч}$	$< 0,005^\circ / \text{с}$
Идеальные	$0^\circ / \text{ч}$	$0^\circ / \text{с}$

Класс ИИБ	СКО дрейфа нуля акселерометра	СКО шума акселерометра
Индустриальные	$< 1000 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$	$< 200 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$
Тактические	$< 50 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$	$< 10 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$
Навигационные	$< 2,5 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$	$< 0,5 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$
Идеальные	0 м/с^2	0 м/с^2

В результате были построены следующие поверхности ошибок для разных классов ИИБ.

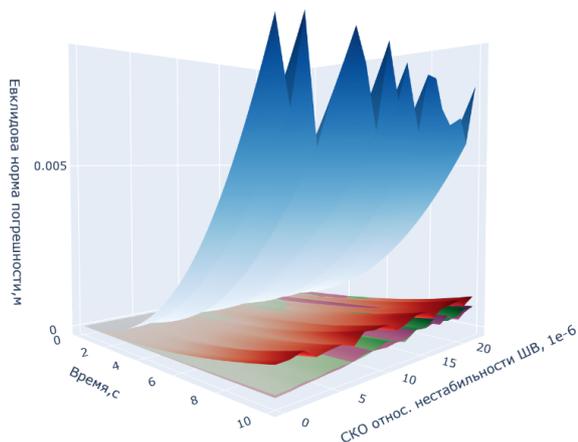


Рис. 1. Поверхности ошибок от времени наблюдения и СКО относительной нестабильности ШВ. Синяя поверхность – индустриальные датчики; красная поверхность – тактические датчики; зеленая поверхность – навигационные датчики; розовая – «идеальные» датчики

Анализируя полученные поверхности на рис. 1 и 2, видно, что влияние нестабильности опорного генератора проявляется на тактическом и навигационном классе датчиков, причем с ростом СКО относительной нестабильности ШВ линейно возрастает влияние на Евклидову норму погрешности оценок координат, увеличивая последнюю. Важно отметить, что влияние начинает проявляться уже с десятков 10^{-9} относительной нестабильности опорного генератора, в особенности на навигационный класс точности.

В ситуации с индустриальным классом ИИБ видно, что нестабильность опорного генератора вносит в разы меньший вклад по сравнению с погрешностями самих

измерений, поэтому использование высокоточных генераторов времени малоактуально.

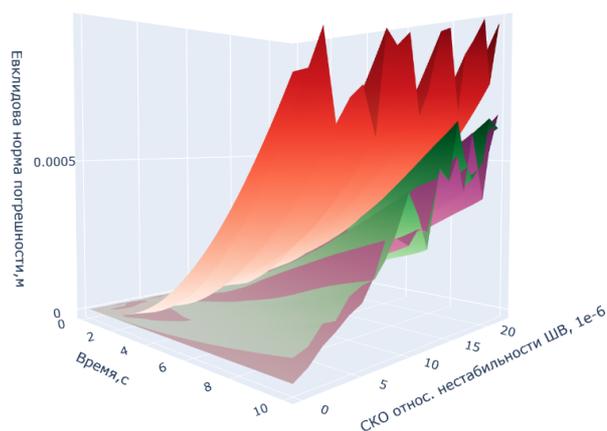


Рис. 2. Поверхности ошибок от времени наблюдения и СКО относительной нестабильности ШВ в мелком масштабе. Красная поверхность – тактические датчики; зеленая поверхность – навигационные датчики; розовая – «идеальные» датчики

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате исследования путем моделирования было показано, что для высококачественных инерциальных измерительных блоков, обеспечивающих относительно долгое время автономную инерциальную навигацию, нестабильность шкалы времени инерциального измерительного блока может оказывать заметное влияние на оценку координат.

Дальнейшим развитием работы будет служить проведение эксперимента с реальными ИИБ разных классов точности и экспериментальное подтверждение полученных в результате текущего исследования зависимостей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кробка Н.И. О влиянии неидеальности бортовой шкалы времени на структуру уравнений ошибок и на точность бесплатформенных инерциальных навигационных систем // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГИЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2014. С. 304–307.

Летные испытания малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы

А.Б. Тарасенко
МФТИ
Долгопрудный, Россия
borisich_38@mail.ru

А.А. Фомичев
МФТИ
Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

П.В. Ларионов
МФТИ
Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

А.Б. Колчев
АО «ЛАЗЕКС»
Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

П.А. Филатов
МФТИ
Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

Д.Е.Бородулин
АО «ЛАЗЕКС»
Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

Аннотация—В работе изложены особенности рассматриваемого образца инерциально-спутниковой навигационной системы и результаты ее летных испытаний.

Ключевые слова—гироскопы, интегрированная навигационная система, акселерометр, инерциальная навигация, калибровка БИНС.

I. ВВЕДЕНИЕ

В докладе представлены результаты летных испытаний прототипа интегрированной навигационной системы НСИ-2020 – продукта лаборатории лазерных навигационных систем МФТИ и АО «ЛАЗЕКС». Компания «ЛАЗЕКС» разрабатывает инерциально-спутниковые навигационные системы с 1990 г. на базе МФТИ и НИИ «Полус», в 1997 г. выпустила свою первую серийную систему НСИ-2000 [1] и с тех пор продолжает производство и совершенствование этой линейки систем. Фирмой выпущено около 200 систем для оснащения ими самолетов гражданской авиации. Компания создает и испытывает новые системы, такие как БИНС-05Л, различные варианты НСИ-2010 [2] и рассматриваемую здесь НСИ-2020 [3].

Представленный в докладе прибор имеет сравнительно сниженные массу, габариты и энергопотребление (табл. 1) с сохранением точностных характеристик и повышением надежности относительно предыдущих образцов в соответствии с потребностями авиации. Разработка прибора выполнена в ходе выполнения госзадания «Создание и натурные испытания в арктической зоне новых навигационных автономных и комплексированных с ГЛОНАСС бесплатформенных систем на лазерных гироскопах повышенной точности с интеграцией приемной аппаратуры дополнительных радионавигационных средств для авиационного транспорта и морских судов» и диссертации на соискание научной степени кандидата технических наук «Создание и исследование высокоточной навигационной системы на основе лазерных гироскопов с виброподставкой». Повышение характеристик прибора достигается комплексом мер, включая применение малогабаритных высокоточных инерциальных датчиков и более совершенных способов и средств обработки их показаний, учет влияния конструкции системы, совершенствование методики калибровки системы.



Рис. 1. Образец НСИ-2020

ТАБЛИЦА 1

ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ

Параметр	Значение
Погрешность счисления координат местоположения [км за час работы]	1.85
Погрешность счисления скорости [м/с]	0.8
Встроенный приемник СНС	GPS/GLONASS/ GALILEO/BEIDOU с функцией приема SBAS
Масса [кг]	9
Объем [л]	9
Среднее время наработки на отказ, не менее, [ч]	30000
Потребляемая мощность [Вт]	~30
Диапазон рабочих перегрузок [g]	±15

II. УСТРОЙСТВО СИСТЕМЫ

A. Гироскопы

В основе системы лежит отечественный гироскоп ЛГК180М (рис. 2) с плоским контуром на виброподставке с цифровым выходом [4]. Эта модификация гироскопа имеет точностные и шумовые характеристики (рис. 3), делающие ее пригодной для построения высокоточной

навигационной системы (вариация Аллана позволяет оценить рассеяние показаний датчиков в $0,01 \text{ } ^\circ/\text{ч}$ при усреднении за 10 минут – время готовности системы).



Рис. 2 ЛГК180М в магнитном экране

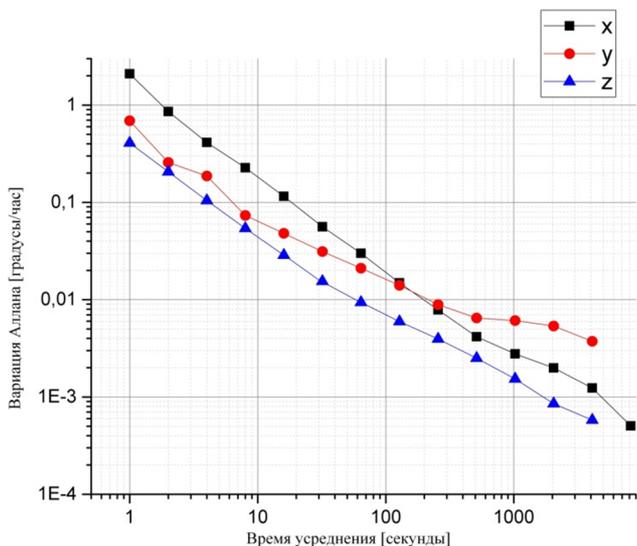


Рис. 3. Вариация Аллана для трех гироскопов в вертикальном положении

Гироскоп имеет четырехзеркальную схему, что позволяет обеспечить при меньших габаритах и массе охват большей площади контуром резонатора, что повышает чувствительность датчика. Применение такой схемы стало возможно благодаря обеспеченному уровню шероховатости резонаторных зеркал в 1 \AA , что снизило рассеяние лазерного луча на зеркалах. Установка двух пьезоэлементов позволила обрабатывать больший диапазон температур без изменения модового состава. Однако такая схема имеет и недостатки. Погрешность построения плоскости по четырем точкам приводит к влиянию эффекта Зеемана (на уровне $0,003 \text{ } ^\circ/\text{ч}/\text{Э}$, что малозначительно). Работа двух пьезокорректоров периметра по одному источнику обратной связи также может недостаточно соответствовать несимметричным и неравномерным тепловым деформациям резонатора.

Нижеприведенный рис. 4 демонстрирует повторяемость показаний гироскопа и корректируемость температурных изменений. Здесь построены скорректированные температурной моделью ошибок (о которой будет сказано далее), усредненные на 10 минутах показания вертикально направленного гироскопа в 3-х запусках в одном и том же положении зафиксированного блока при запуске из холодного состояния (величина самопрогрева прибора составляет $\sim 10^\circ\text{C}$ на показанном интервале).

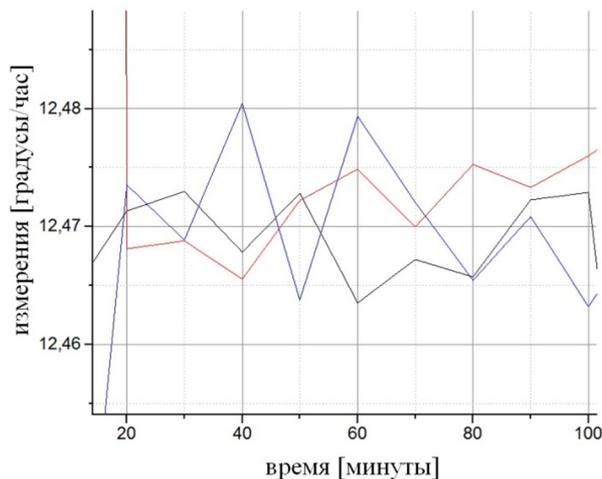


Рис. 4. Повторяемость показаний гироскопов, компенсируемость температурных изменений в показаниях, усреднение по 10 минут

ТАБЛИЦА 2 ПАРАМЕТРЫ ЛГК180М

Наименование параметра	требования
нестабильность МК, не более	10^{-5} отн.ед.
нелинейность МК, не более	5×10^{-6} отн.ед.
нестабильность нулевого сигнала в запуске	$<0,005 \text{ } ^\circ/\text{ч}$
нестабильность нулевого сигнала от запуска к запуску	$<0,01 \text{ } ^\circ/\text{ч}$
зависимость нулевого сигнала от температуры	$<0,003 \text{ } (^\circ/\text{ч})/^\circ\text{C}$
зависимость нулевого сигнала от величины внешнего магнитного поля	$<0,003 \text{ } (^\circ/\text{ч})/\text{Тс}$
нестабильность оси чувствительности	$<15 \text{ угл.с}$
Напряжение питания от сети постоянного тока	$24 \pm 0,5 \text{ В}$
Потребляемая мощность	$<3,5 \text{ Вт}$
Масса изделия	$<0,9 \text{ кг}$

В. Акселерометры

Еще один важный элемент системы – отечественные кварцевые маятниковые акселерометры в совокупности с платой АЦП их сигнала ($\Delta\Sigma$ -типа), имеющей очень низкий уровень собственного шума (не выше μg). Рассеяние сигнала акселерометров, получаемого с помощью данного АЦП, не превосходит нескольких μg при времени усреднения в 10–100 с. Плате свойственна малая температурная восприимчивость, легко аппроксимируемая полиномом, и незначительная ширина гистерезиса. Для акселерометров, закрепленных в инерциальной сборке со включенными гироскопами (то есть при работающей механической частотной подставке ЛГ) были записаны длительные реализации с осями чувствительности вертикально и горизонтально для каждого датчика (рис. 5). Стабильность показаний, та-

ким образом, оказывается на уровне 10 мк. Также стоит отметить более выраженный восходящий тренд для графиков вертикального положения, что свидетельствует о заметной нестабильности масштабного коэффициента акселерометров.

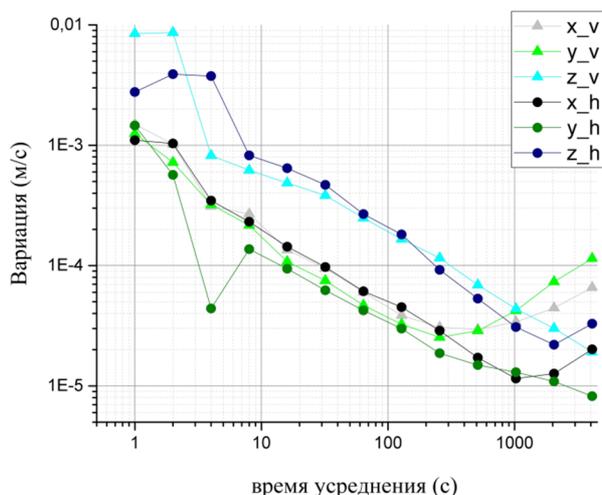


Рис. 5. Вариация Аллана для трех АК при включенных ЛГ, треугольные отметки – вертикальное положение, круглые – горизонтальное

Влияние виброподставки гироскопов было оценено при помощи вариации Аллана (записаны реализации со включенными и выключенными ЛГ) и в простом эксперименте с включением–выключением гироскопов при записи показаний акселерометров. Рассеяние показаний вибрации повысилось на порядок, но сохранилось в допустимых пределах.

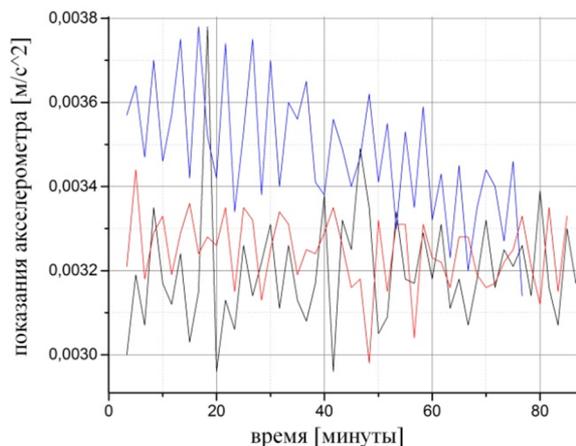


Рис. 6. Температурный выход и повторяемость показаний акселерометров

Рис. 6 отражает повторяемость показаний горизонтального акселерометра от включения к включению (~0,0001 м/с) и обработку температурного выхода корректирующей моделью: верхняя линия на графике показывает остаточную температурную ошибку измерений в 0,0004 м/с за ~15°C.

С. Электроника

Сбор, синхронизацию инерциальных данных, вычисление задержек выполняет плата МФП на основе ПЛИС с тактовой частотой 48 МГц. Данные о движении плата фиксирует с частотой 1200 Гц, а выдает в 6 раз реже для экономии вычислительных ресурсов, при этом точность навигационных алгоритмов сохраняется. Оценка ошибки,

возникающей с понижением частоты выдачи данных в инерциальные алгоритмы, была рассчитана по скалярной компоненте кватерниона невязки с соответствующим ей углом. Выяснилось, что при понижении частоты в 8 раз и нормировании кватерниона после понижающего частоту блока в непрерывном вращении со скоростью 20000°/ч (~5°/с – быстрый разворот самолета) накопленная за 10 мин ошибка нормировки приводит к незначительной ошибке угла в $6,43 \cdot 10^{-5} \text{°}$. Снижение нагрузки на вычислитель, помимо очевидной экономической выгоды, позволяет снизить тепловыделение и избежать применения громоздких радиаторов, а также теплового влияния на инерциальные датчики со стороны вычислителя.

Д. Компоновка

Система НСИ-2020 представляет собой моноблок. инерциальная часть подвешена на амортизаторы. Для ослабления собственных колебаний конструкции выполнено совмещение центра упругости амортизаторов и центра масс сборки, обеспечено равенство нулю центробежных моментов инерции, совпадение собственных частот крутильных колебаний по всем осям. При разработке конструкции учтено влияние size-эффекта – зависимости измерений акселерометров от вращения. Уравнение компенсирующей модели для size-эффекта выглядит следующим образом [6]:

$$(\hat{w}, \bar{e}) = A - (\bar{\omega}, \bar{e}) \cdot (\bar{\omega}, \bar{p}) + (\bar{p}, \bar{e}) \cdot \omega^2, \quad (1)$$

где (\hat{w}, \bar{e}) – искомая проекция вектора кажущегося ускорения, \bar{e} – единичный вектор, сонаправленный оси чувствительности акселерометра, $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости системы, A – фактическое измерение ускорения, \bar{p} – радиус-вектор датчика в приборной системе координат. Таким образом, величина ошибки зависит от размещения акселерометра в блоке. В рассматриваемом приборе влияние size-эффекта было измерено и оказалось незначительным благодаря правильному расположению датчиков.

Блок позволяет устанавливать различные инерциальные датчики в принятом форм-факторе или с применением адаптированной инерциальной сборки.

Е. Математическая модель

Математическая модель ошибок инерциального блока представлена следующими уравнениями ($i, j, k = [1, 2, 3]$ – индекс датчика в системе):

$$V_i^* = (1 + \delta K_{A_i}) \cdot V1 + \delta G_{A_{ij}} \cdot V2 + \delta G_{A_{ik}} \cdot V3 - \delta a_i \cdot dt, \quad (2)$$

где dt – период съема информации в секундах;
 V_i – измеренные приращения скорости (м/с);
 δK_{A_i} – поправки к масштабным коэффициентам показаний в строительных осях;
 $\delta G_{A_{12}}, \delta G_{A_{13}}, \delta G_{A_{21}}, \delta G_{A_{23}}, \delta G_{A_{31}}, \delta G_{A_{32}}$ – параметры несоосности осей чувствительности датчиков;
 δa_i – значения дрейфа нуля акселерометров в проекциях на строительные оси (м/с²).

$$\text{Для гироскопов: } \Theta_i^* = (1 + \delta K_{\Theta_i}) \cdot \Theta1 + \delta G_{\Theta_{ij}} \cdot \Theta2 + \delta G_{\Theta_{ik}} \cdot \Theta3 - \delta \omega_i \cdot dt, \quad (3)$$

где Θ_i – приращения углов в проекциях на приборные оси (рад);

$\delta\omega_i$ – значения дрейфа гироскопов в проекциях на приборные оси (рад/с).

Параметры неортогональностей и поправок к масштабным коэффициентам представлены полиномами 3-й степени от температуры датчика каждый, в дрейфах также присутствуют параметры градиентов

$$\begin{aligned} \delta a_i = & \delta a_{i0} + \delta a_{i1} \cdot T_{Ai} + \delta a_{i2} \cdot T_{Ai}^2 + \\ & + \delta a_{i3} \cdot T_{Ai}^3 + \delta a_{i-adc} \cdot T_{adc} \end{aligned} \quad (4)$$

для акселерометров и

$$\begin{aligned} \delta\omega_i^* = & \delta\omega_{i0} + \delta\omega_{i1} \cdot T_{Gi} + \delta\omega_{i2} \cdot T_{Gi}^2 + \\ & + \delta\omega_{i3} \cdot T_{Gi}^3 + \delta\omega_{i\Delta T} \cdot (T_{Gi} - T_D - \Delta T_{nom}) \end{aligned} \quad (5)$$

для гироскопов, где T_D – температура «внешнего» термодатчика (°C), T_G и T_A – температуры инерциальных датчиков (°C), ΔT_{nom} – измеренное номинальное значение разности температур, T_{adc} – измеряемая температура платы обработки сигналов акселерометров (°C).

Температуры измеряются термодатчиками на акселерометрах, гироскопах, платах и в различных точках системы. Модель выбрана экспериментально и соответствует отмеченным свойствам системы: слабая чувствительность датчиков к магнитному полю, незначительность влияния size-эффекта. Однако на данный момент в связи с упомянутой особенностью обработки теплового расширения пьезозеркалами модель требует модификации в части работы с градиентами температур внутри каждого гироскопа.

F. Повышение качества сигнала при помощи вейвлет-преобразования

Вейвлет-преобразование подобно оконному Фурье-преобразованию, но вносит меньше искажений в исходные данные, в сравнении с ним. Здесь разложение происходит по базису функций с частотным и временным параметром. Непрерывное преобразование задается формулой [7]

$$C(a,b) = \langle f(x)\psi(a,b,x) \rangle = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)\psi(a,b,x)dx, \quad (6)$$

где $f(x)$ есть раскладываемая функция, определенная на всей действительной оси, принадлежащая к $L_2(R)$, $\psi(a,b,x)$ – отмасштабированные и сдвинутые копии порождающего вейвлета – функции с нулевым значением интеграла, при этом должен быть ортонормированным базис, составленный из таких функций. Обратное преобразование производится аналогичным образом. Для расчета в реальном времени удобно дискретное вейвлет-преобразование.

Для исследования метода гироскоп ЛГК180М установили на испытательный стенд осью чувствительности по направлению вибрации, запустили синусоидальную вибрацию с ускорением 0,2 g и частотой, меняющейся

от 5 до 2000 Гц со скоростью 1 октава в минуту, затем широкополосную случайную вибрацию 5–2000 Гц. Запись показаний выполнялась с частотой 1200 Гц. Для анализа показаний написана программа с применением готовых библиотек PyWavelets и Scalogram [8], при построении скалограмм использовался обеспечивший наилучшее приближение вибраций вейвлет «мексиканская шляпа».

Рис. 7 и 8 демонстрируют разложение 1200 Гц сигнала гироскопа до и после фильтрации при помощи дискретного преобразования с применением вейвлета Добеши 4 порядка (цвет отражает мощность сигнала). Фильтрация сигнала явно уменьшает вибрационную составляющую сигнала.

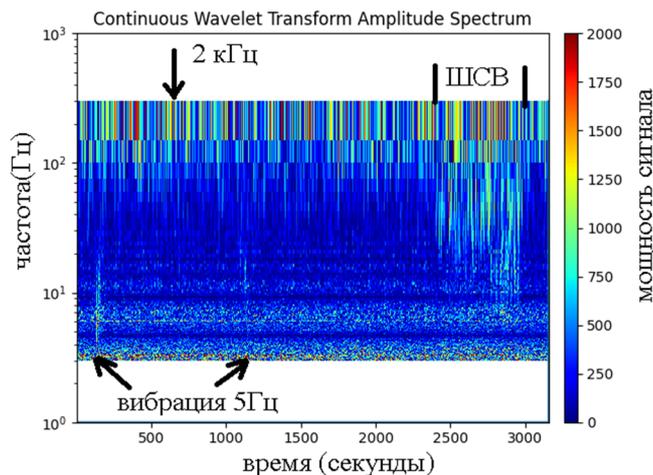


Рис. 7. Скалограмма 1200 Гц показаний ЛГ в виброиспытаниях до фильтра

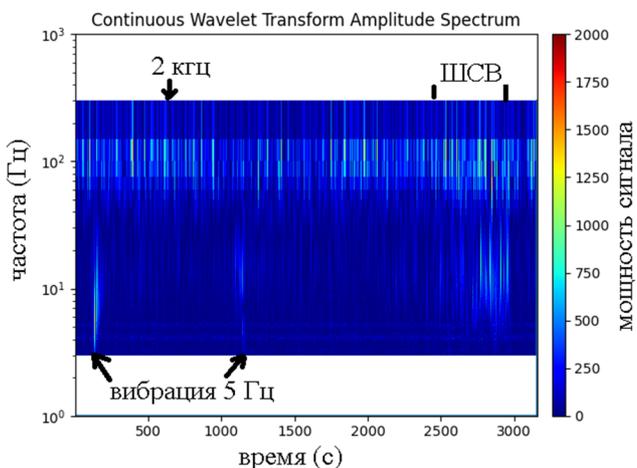


Рис. 8. Скалограмма 1200 Гц показаний ЛГ в виброиспытаниях после фильтра

На рис. 9 представлен результат фильтрации показаний акселерометра, снятых с частотой 1000 Гц при воздействии синусоидальной вибрации с усреднением данных на 20 с, красная линия – показания до фильтрации, черная – после. Можно увидеть снижение рассеяния без искажения формы сигнала.

Метод был также проверен на показаниях блока, полученных во время полета, чтобы удостовериться в адекватной передаче динамики полета. На рис. 10 – показания вертикального гироскопа с выделением момен-

та разворота самолета на 180 градусов, отфильтрованные данные (черная гладкая линия) повторяют динамику исходных (красная ступенчатая) без искажения, что должно уменьшить накопление ошибки при выполнении инерциальных алгоритмов.

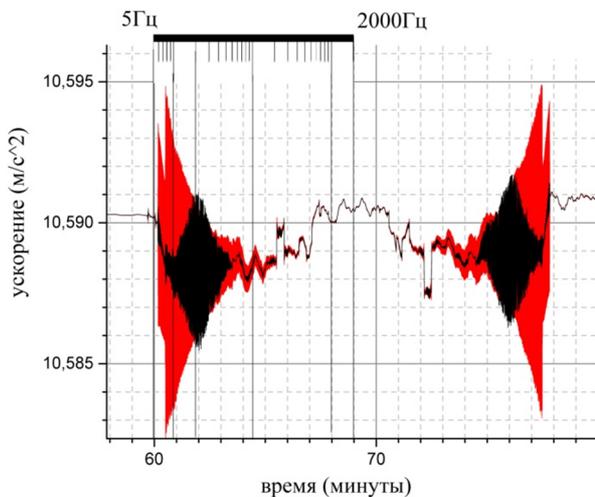


Рис. 9. Показания акселерометра при воздействии синусоидальной вибрации, красная линия – до фильтрации, черная – после, усреднение на 20 с

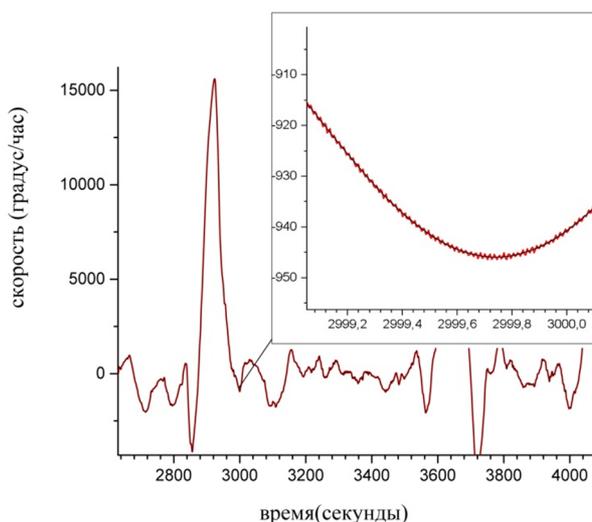


Рис. 10. Показания вертикального гироскопа в полете, красная линия – исходные данные, черная – после фильтрации

III. ПРОЦЕДУРА КАЛИБРОВКИ

Калибровка инерциальной части системы выполняется в две стадии[3]: сначала по прямым измерениям скорости вращения Земли, ускорения свободного падения, и по накопленным при поворотах блока в различных температурных условиях углам рассчитываются первичные параметры компенсационной математической модели. При этом более эффективной по соотношению затрат времени и достигаемой точности оказалась калибровка в плавно меняющейся температуре с более частой сменой положений. Первичная калибровка системы производилась на высокоточном (отклонение оси вращения от вертикали около 2,5") двухосном поворотном стенде с климатической камерой, программа измерений в температур-

ном диапазоне от –30 до +60 градусов потребовала 24 ч работы калибровочного стенда.

При расчете калибровочных констант показания температуры усредняются на каждом цикле измерений. С помощью метода наименьших квадратов по полученным наборам данных вычисляются параметры модели. Для уточнения параметров производится несколько итераций расчета.

На втором этапе калибровки блока результаты работы навигационных алгоритмов применяются для коррекции параметров математической компенсационной модели, так достигается наилучшая точность автономной навигации системы. Этот шаг обеспечивает улучшение точности вычисления навигационных параметров (иногда в 2-3 раза), но только при достаточно качественном выполнении первого этапа.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Под точностью ИНС понимается точность выдаваемых ею навигационных параметров: скорости и координаты.

A. Стендовые испытания

Следующие графики на рис. 11–14 показывают результаты стендовых испытаний откалиброванной системы – ошибки измерения северных и восточных компонент местоположения и скорости.

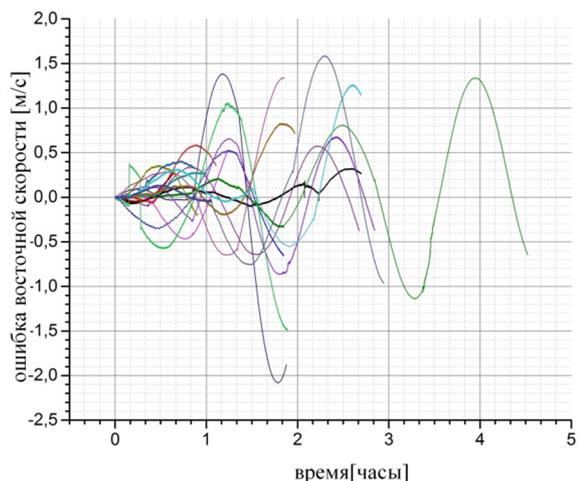


Рис. 11. Ошибка автономного определения восточной составляющей скорости в стендовых испытаниях

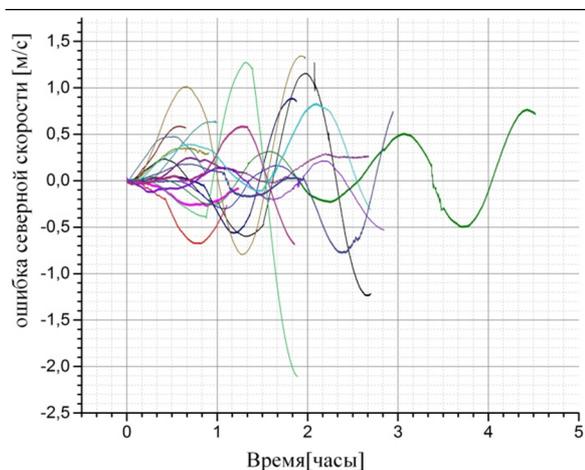


Рис. 12. Ошибка автономного определения северной составляющей скорости в стендовых испытаниях

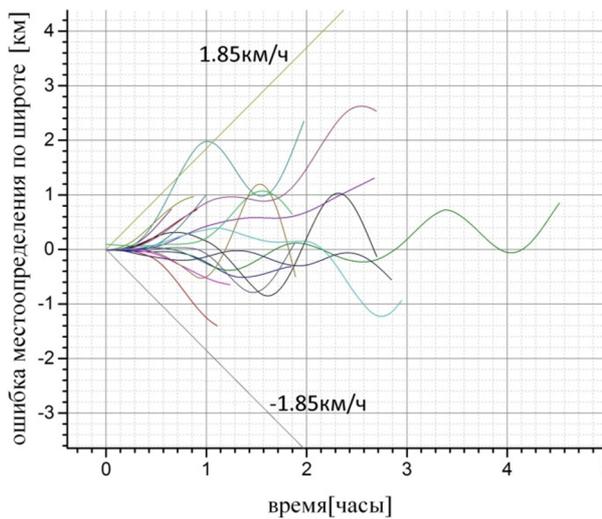


Рис. 13. Ошибка автономного определения широты на стенде

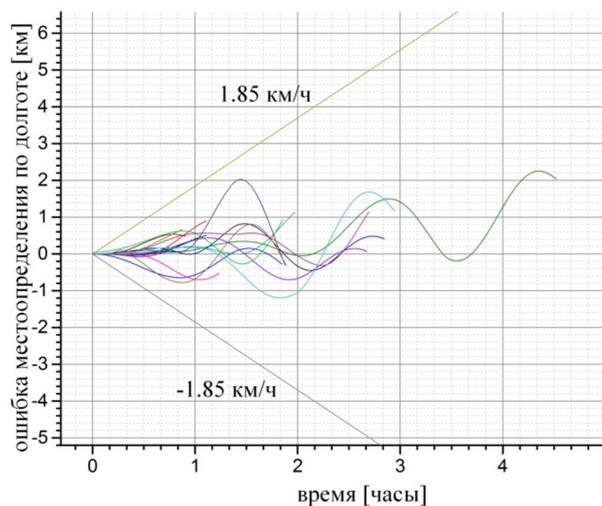


Рис. 14. Ошибка автономного определения долготы в стендовых испытаниях

Здесь отражены результаты примерно 15 запусков с разнообразной динамикой от нескольких поворотов по курсу до более сложного и длительного вращения. Перед экспериментами блок прогревался в течение 10-60 мин. Запуски производились на 3 разных испытательных стендах, чтобы удостовериться в успешном разделении погрешностей стенда, крепежа и блока. Большинство кривых укладывается в границы погрешности 1 морской мили в час работы по координатам и 1 м/с по скорости, в графиках практически отсутствует тренд, большинство кривых для проекций скорости не имеют переломов в точках разворота, что говорит о качественной компенсации ошибок неортогональностей.

В. Мобильные испытания

Рис. 15 отражает поведение автономно вычисленных координат в поездке на автомобиле. Прибор был прогрет, приведен в режим навигации и провел 2 часа в поездке по городу и за его пределами с соответствующей разницей в динамике движения (остановками, маневрированием, ударами при переезде лежачих полицейских в городе). Автономная точность системы составила около 2,5 км/ч. Повышение ошибки относительно стендовых

испытаний связано, по видимости, с повышенной вибрацией.

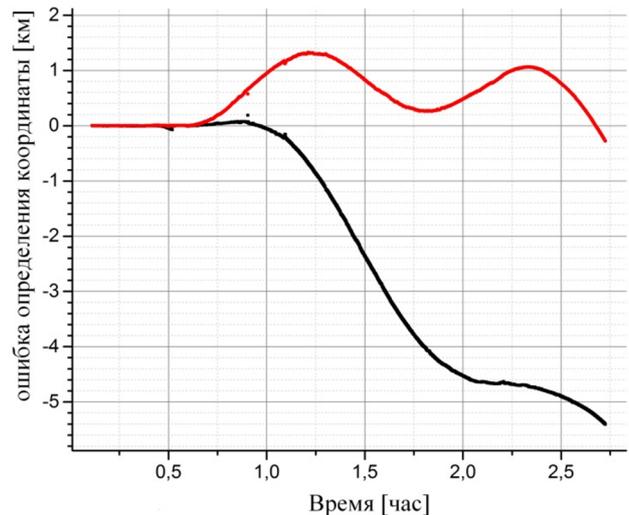


Рис. 15. Ошибка автономного определения координат системы (верхняя линия – широта, нижняя – долгота)

С. Лётные испытания

Лётные испытания выполнялись на самолете Ан-2. Система, закрепленная на борту жестко (рис. 16), испытывала дополнительное грубое вибрационное воздействие как со стороны воздушного винта самолета, так и вследствие взлета с грунтовой площадки. Длительность полета составила около двух часов, траектория включила порядка 20 разворотов по курсу (рис. 17), что обеспечило полноценную проверку качества компенсации ошибок несоосностей и масштабных коэффициентов гироскопов.

Максимальная погрешность (рис. 18) для координат составила около 4 км за первый час полета и сохранилась на протяжении всего испытания без существенного тренда к увеличению.

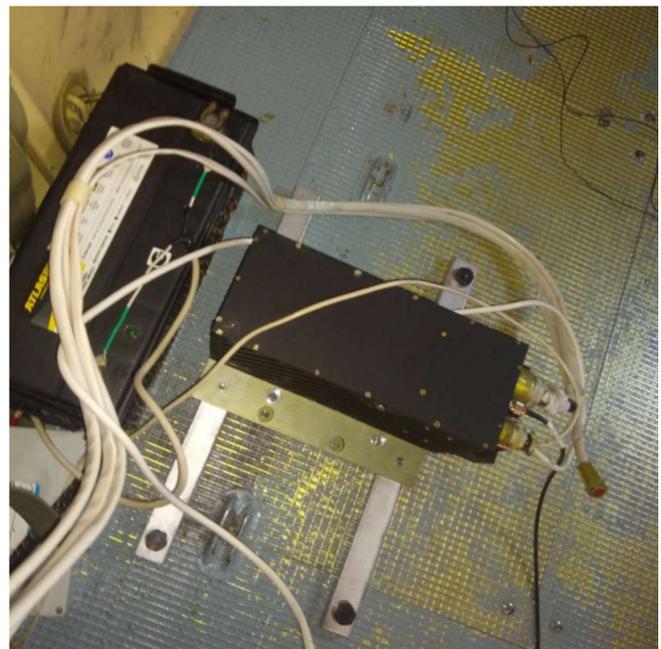


Рис. 16. Закрепление блока в самолете

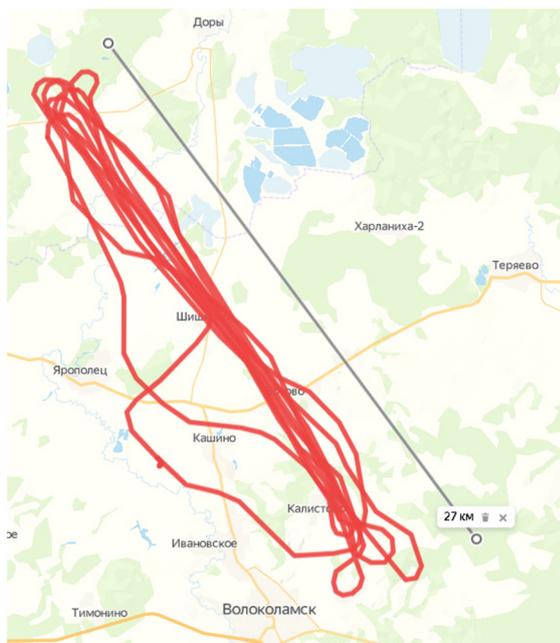


Рис. 17. Траектория полета

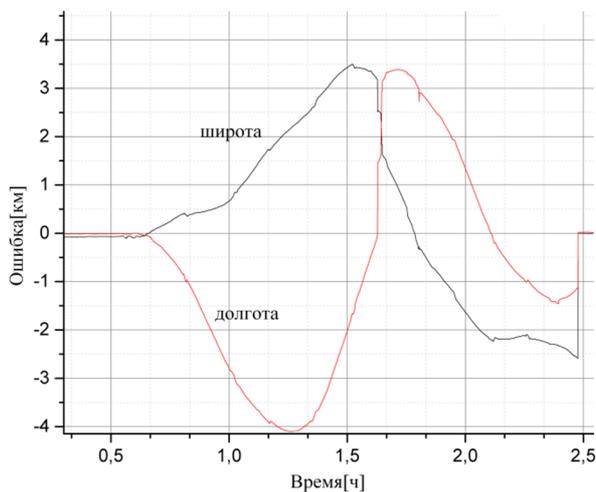


Рис. 18. Ошибка автономного определения координат в двухчасовом полёте на Ан-2

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам испытаний с ужесточением вибрационного воздействия наблюдается ухудшение точно-

сти автономной навигации, однако имеющийся результат уже можно считать положительным, то есть вибрационная защита инерциальной части достигает уровня, требуемого для обеспечения навигационной точности. В следующем образце системы, помимо подбора еще более точных датчиков и фильтрации сигнала, планируется снижение веса прибора и улучшение точности за счет более детальной работы с динамикой температуры, в частности градиента температуры корпуса резонатора лазерного гироскопа.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Фомичев А.А., Вахитов Т.Н., Жихарева А.А., Колчев А.Б., Ларионов П.В., Брославец Ю.Ю., Морозов А.Д., Счастливец К.Ю., Успенский В.Б., Кедров В.Д., Тазьба А.М. Результаты разработки, испытаний и эксплуатации интегрированных инерциально-спутниковых систем серии НСИ АО «ЛАЗЕКС» // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. С. 224–233.
- [2] Счастливец К.Ю., Успенский В.Б., Тарасенко А.Б., Ларионов П.В., Фомичёв А.А., Колядин С.А., Волков Э.В., Малогабаритная интегрированная инерциальная навигационная система НСИ-2010 – опыт разработки, настройки и результаты автономных испытаний // Материалы XXXI конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 105–109.
- [3] Тарасенко А.Б., Фомичев А.А., Ларионов П.В., Колчев А.Б., Филатов П.А., Миликов Э.А. Разработка, настройка и испытания новой малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, сборник материалов. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021. С. 151–158.
- [4] Енин В.Н., Санеев И.В., Волков Э.В. Малогабаритный прецизионный лазерный гироскоп с виброподставкой // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. №5. С. 105–118.
- [5] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
- [6] Hung, J.C., Hunter, J.S., Stripling, W.W., White, H.V., Size effect on navigation using a strapdown IMU, Technical report T-79-73, Redstone Arsenal, Alabama, U.S. Army missile research and development command, 1979.
- [7] Воскобойников Ю.Е. Вейвлет-фильтрация сигналов и изображений (с примерами в пакете Matlab). Новосибирск: НГАСУ (Сибстрин), 2015. 188 с.
- [8] Saeed, A. and Fikri Ragai, H., Implementation of fast discrete wavelet transform for vibration analysis on an FPGA, 8th International Symposium on Communication Systems, Networks & Digital Signal Processing (CSNDSP), 2012, pp. 1–5.

Идентификация параметров волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором при позиционном возбуждении стоячей волны

В.В. Матвеев
кафедра «Приборы
управления»
ФГБОУ ВО «Тульский
государственный
университет»
г. Тула, Россия
matweew.valery@yandex.ru

Д.С. Стрельцов
кафедра «Приборы
управления»
ФГБОУ ВО «Тульский
государственный
университет»
г. Тула, Россия
30st01@mail.ru

В.В. Лихошерст
кафедра «Приборы
управления»
ФГБОУ ВО «Тульский
государственный
университет»
г. Тула, Россия
lvv_01@inbox.ru

В.Я. Распопов
кафедра «Приборы
управления»
ФГБОУ ВО «Тульский
государственный
университет»
г. Тула, Россия
tgupu@yandex.ru

Аннотация—Приводится математическая модель ВТГ в форме дифференциальных уравнений и структурных схем по огибающим амплитуд колебаний металлического резонатора. Предложена методика идентификации параметров ВТГ: постоянной времени резонатора, добротности, коэффициента прецессии волны. Приводятся экспериментальные кривые возбуждения и амплитуд установившихся колебаний резонатора. Даются оценки идентифицируемых параметров ВТГ. Показана нелинейная зависимость амплитуды вторичных колебаний резонатора от угловой скорости основания. Сформулирована задача синтеза контура обратной связи для создания ВТГ компенсационного типа.

Ключевые слова—волновой твердотельный гироскоп, металлический резонатор, добротность, постоянная времени.

I. ВВЕДЕНИЕ

Сегодня волновые твердотельные гироскопы (ВТГ) с металлическим резонатором – класс перспективных датчиков первичной информации, так как их изготовление не требует специализированного технологического оборудования, в отличие от производства кремниевых гироскопов или полусферических кварцевых резонаторов [1]. На основе ВТГ с металлическим резонатором при позиционном возбуждении стоячей волны реализуются датчики угловой скорости. Такие датчики используются при создании бескарданных инерциальных систем ориентации и навигации, гироскопических стабилизаторов полезной нагрузки, блоков демпфирующих гироскопов и других информационно-измерительных систем подвижных объектов.

Для создания достоверной математической модели ВТГ необходимо выполнить идентификацию его параметров. Знание параметров ВТГ является необходимым условием для решения задач синтеза контуров обратных связей.

Целью настоящей работы является изложение способа идентификации параметров ВТГ с металлическим резонатором при позиционном возбуждении стоячей волны.

II. Принцип действия ВТГ

В ВТГ для обнаружения угловой скорости основания используется свойство инерции стоячей волны, возбуждаемой в резонаторе. Для этой цели на дно цилиндрического резонатора приклеиваются две пары пьезоэлементов (*piezo element*) (рис. 1). Другие две пары пьезоэлементов служат для съема сигнала и реализации контура обратной связи.

Точки стоячей волны с максимальной амплитудой радиальных колебаний называются пучностями (*antinode*), а с минимальной – узлами (*node*). Стоячая волна для второй формы колебаний, являющаяся рабочей, имеет четыре узла и четыре пучности.

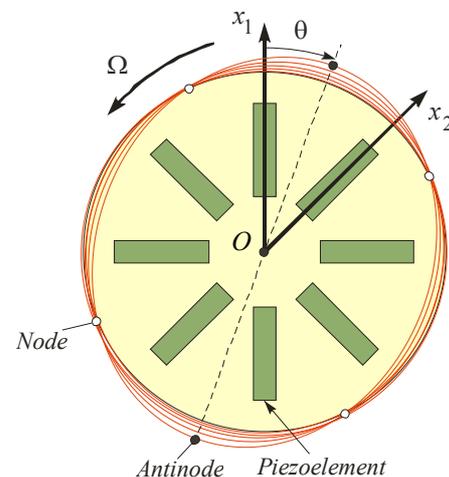


Рис. 1. Стоячая волна в цилиндрической оболочке

При позиционном возбуждении стоячей волны, на пару пьезоэлементов, расположенных вдоль оси x_1 , подается переменное напряжение на собственной частоте резонатора. Если основание, на котором находится резонатор, не вращается ($\Omega = 0$), то волновая картина неизменна. В этом случае сигналы, снимаемые с пьезоэлементов, находящиеся под углом 45° (ось Ox_2) к оси возбуждения, близки к нулю. Если основание вращается с угловой скоростью Ω , то пучность стоячей волны запаздывает от направления возбуждения на некоторый угол θ , и сигнал, снимаемый пьезоэлементов оси Ox_2 , отличен от нуля. Амплитуда этого сигнала определяется величиной угловой скорости. После прекращения вращения резонатора пучность стоячей волны возвращается к направлению возбуждения x_1 , т.е. стоячая волна как бы «привязана» к корпусу гироскопа [2], что является особенностью позиционного возбуждения.

III. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВТГ

Математическая модель ВТГ при постоянной угловой скорости основания Ω описывается системой уравнений вида [3]

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x}_1 + \frac{2}{T}\dot{x}_1 + (\omega_0^2 - \Omega^2)x_1 - 2K\Omega\dot{x}_2 &= f_0 \sin vt, \\ \ddot{x}_2 + \frac{2}{T}\dot{x}_2 + (\omega_0^2 - \Omega^2)x_2 + 2K\Omega\dot{x}_1 &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где x_1, x_2 – перемещение кромки резонатора вдоль осей Ox_1, Ox_2 соответственно (рис. 1); ω_0 – собственная частота резонатора по второй форме колебаний; K – коэффициент прецессии волны; f_0, v – амплитуда и частота возбуждения; T – постоянная времени резонатора, определяемая по формуле [3]

$$T = 2Q/\omega_0, \quad (2)$$

где Q – добротность резонатора.

Установившиеся амплитуды колебаний резонатора вдоль осей Ox_1, Ox_2 , называемые также первичными и вторичными колебаниями, на основании математической модели (1) в резонансном режиме ($\omega_0 = v$) определяются следующим образом:

$$x_1^a = \frac{Tf_0}{2\omega_0(1 + K^2T^2\Omega^2)}, \quad x_2^a = \frac{T^2Kf_0}{2\omega_0} \frac{\Omega}{1 + K^2T^2\Omega^2}. \quad (3)$$

Из решений (3) следует, что амплитуды колебаний x_1^a и x_2^a имеют нелинейную зависимость от угловой скорости основания.

Анализ x_2^a на экстремум показывает, что максимальная амплитуда вторичных колебаний резонатора достигается при угловой скорости основания

$$\Omega_0 = 1/KT, \quad (4)$$

что соответствует случаю, когда пучность стоячей волны запаздывает на угол 45° , т.е. ориентируется по направлению Ox_2 .

Отношение амплитуд колебаний определяется соотношением

$$x_2^a / x_1^a = KT\Omega, \quad (5)$$

которое линейно зависит от угловой скорости основания. Таким образом, исходя из соотношения (5) при угловой скорости основания, равной $\Omega_0 = 1/(KT)$, амплитуда вторичных колебаний равна амплитуде первичных колебаний, т.е.

$$\text{при } \Omega = \Omega_0 \Rightarrow \frac{x_2^a}{x_1^a} = 1.$$

В этом случае амплитуды колебаний определяются соотношением

$$x_1^a = x_2^a = \frac{Tf_0}{4\omega_0}.$$

Отношение амплитуд колебаний x_2^a / x_1^a соответствует тангенсу угла запаздывания волновой картины от порога основания:

$$\text{tg}\theta = KT\Omega.$$

Если $\Omega = \Omega_0$, то $\text{tg}\psi = 1$, что еще раз доказывает запаздывание волновой картины на угол 45° .

Структурная схема ВТГ по огибающим амплитуд колебаний резонатора приведена на рис. 2.

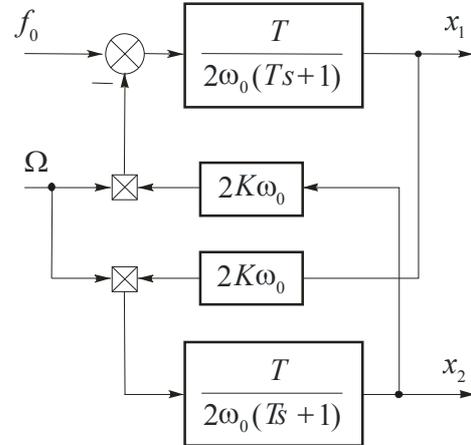


Рис. 2. Структурная схема по огибающим амплитуд колебаний резонатора

Структурная схема соответствует случаю постоянной угловой скорости основания и резонансной настройке и позволяет исследовать ВТГ без учета высокочастотной несущей колебаний резонатора.

IV. ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ВТГ

На первом этапе определяется собственная частота второй формы колебаний стоячей волны путем подачи на пьезоэлементы оси Ox_2 гармонического сигнала с генератора (рис. 3). С пары пьезоэлементов, ориентированных под углом 90° к оси возбуждения Ox_1 , снимается сигнал, несущий информацию о первичных колебаниях резонатора (отклик резонатора на возбуждение с генератора). Изменяя частоту колебаний сигнала генератора, добиваются, чтобы фазовое запаздывание сигнала первичных колебаний составило минус 90° по отношению к сигналу генератора (рис. 4). В этом случае частота сигнала генератора совпадает с собственной частотой резонатора.

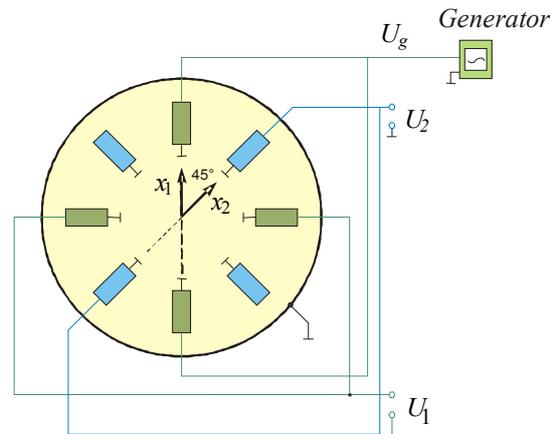


Рис. 3. Возбуждение стоячей волны и контроль резонанса

Для исследуемого образца резонатора собственная частота второй формы колебаний составила $\omega_0 = 7777,55$ Гц. При этом на резонатор подавался сигнал с генератора

амплитудой 0,5 В. В резонансном режиме амплитуда в цепи первичных колебаний составила 0,54 В, что соответствует усилению на 0,7 дБ.

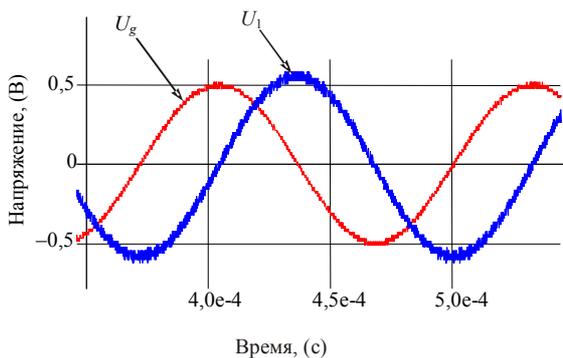


Рис. 4. Экспериментальные осциллограммы сигналов генератора и первичных колебаний

Далее определяется постоянная времени резонатора T , по его реакции на ступенчатое воздействие гармонического сигнала на резонансной частоте ω_0 (рис. 5).

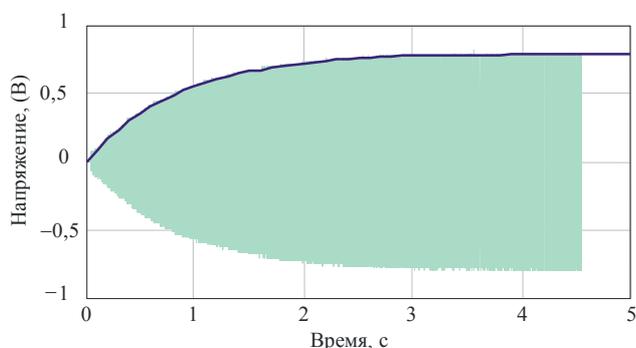


Рис. 5. Переходный процесс колебаний резонатора

При возбуждении резонатора на частоте ω_0 огибающая амплитуд колебаний описывается переходной характеристикой апериодического звена первого порядка

$$U_1(t) = U_1^0(1 - e^{-t/T}), \quad (5)$$

где U_1^0 – установившееся значение огибающей амплитуд колебаний, e – основание натурального логарифма, t – время.

В соответствии с данными эксперимента, приведенными на рис. 5, постоянная времени резонатора составила $T = 0,85$ с. По значению постоянной времени оценивается добротность резонатора:

$$Q = T\omega_0/2 = 0,85 \cdot 2\pi \cdot 7777,55/2 \approx 20769.$$

Далее определяется коэффициент прецессии волны K . Для этого ВТГ устанавливается на вращающееся основание и строятся графики зависимостей установившихся амплитуд первичных и вторичных колебаний от угловой скорости Ω (рис. 6, 7). На основании соотношений (3) установившиеся амплитуды колебаний описываются соотношениями:

$$U_1(\Omega) = \frac{k_{u1}}{1 + K^2 T^2 \Omega^2}, \quad U_2(\Omega) = \frac{k_{u2} \Omega}{1 + K^2 T^2 \Omega^2}, \quad (6)$$

где k_{u1} [В], k_{u2} [В/(рад/с)] – некоторые коэффициенты.

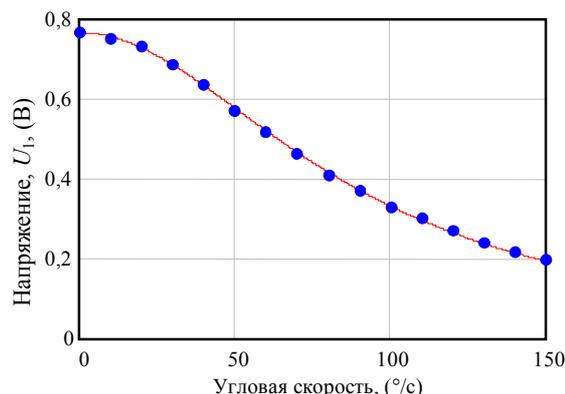


Рис. 6. Зависимость амплитуды первичных колебаний в установившемся режиме от угловой скорости основания

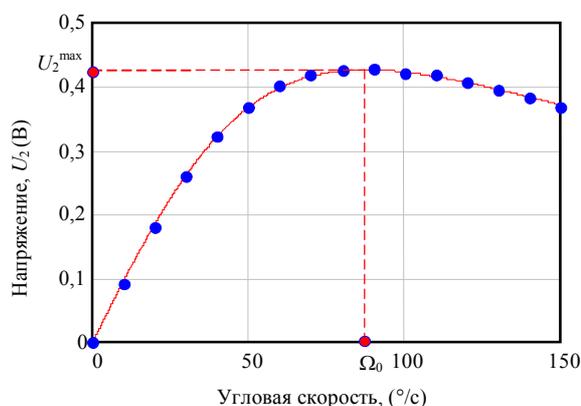


Рис. 7. Зависимость амплитуды вторичных колебаний в установившемся режиме от угловой скорости основания

По аппроксимирующим кривым определяется произведение KT , которое для данного образца приняло значение

$$KT = 0,654 \text{ с.}$$

Отсюда определяется коэффициент запаздывания волны

$$K = 0,654[\text{с}] / 0,85[\text{с}] = 0,77.$$

Как было показано выше, произведение KT связано с угловой скоростью Ω_0 , соответствующей максимальному значению амплитуды вторичных колебаний:

$$\Omega_0 = \frac{1}{KT} = \frac{1}{0,654 \text{ с}} = 1,53 \text{ рад/с} = 87,7^\circ/\text{с}.$$

График отношения амплитуд колебаний x_2^a / x_1^a приведен на рис. 8.

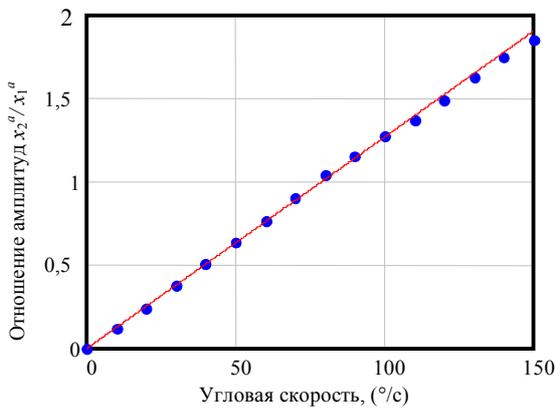


Рис. 8. График зависимости отношения амплитуд вторичных колебаний к первичным

Экспериментальная зависимость на рис. 8 доказывает линейную зависимость тангенса угла запаздывания стоячей волны от угловой скорости основания.

После идентификации параметров ВТГ обычно решается задача синтеза контура обратной связи для реализации компенсационного датчика угловой скорости. Структурная схема ВТГ компенсационного типа по отгибающим амплитуд колебаний резонатора приведена на рис. 9. При этом выходной сигнал ВТГ x_{out} формируется из цепи обратной связи. Синтез ВТГ сводится к выбору структуры и параметров корректирующего звена $W_f(s)$. В работе [3] в качестве корректирующего устройства рекомендуется применять пропорционально-интегральный (ПИ) регулятор. В этом случае передаточная функция по выходному сигналу принимает вид:

$$W_{out}(s) = \frac{x_{out}(s)}{f(s)} = \frac{\Omega K T^2 k_i (T_p s + 1)}{(Ts + 1)[2vs(Ts + 1) + Tk_i(T_p s + 1)] + 2vK^2 T^2 \Omega^2 s}, \quad (7)$$

где $T_p = k_p / k_i$ – постоянная времени ВТГ с контуром обратной связи; k_p , k_i – коэффициенты передачи пропорциональной и интегральной части ПИ-регулятора соответственно.

Передаточная функция (7) теоретически обосновывает применение ПИ-регулятора в контуре обратной связи, позволяющей устранить нелинейную зависимость выходного сигнала ВТГ от угловой скорости основания в установившемся режиме. Это связано с тем, что в

знаменателе передаточной функции множителем Ω^2 является оператор Лапласа s .

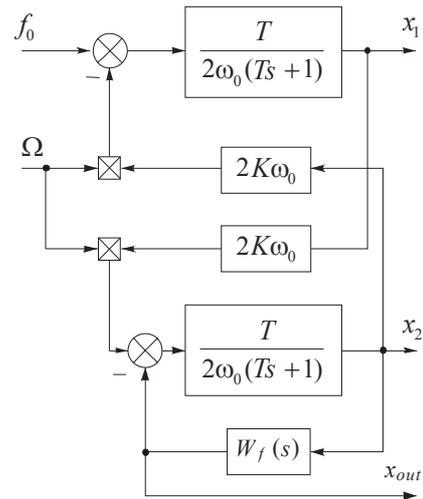


Рис. 9. График зависимости отношения амплитуд вторичных колебаний к первичным

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Дано математическое описание ВТГ и методика идентификации ее параметров. Основными параметрами математической модели ВТГ прямого измерения являются: добротность, постоянная времени и коэффициент прецессии волны. Дальнейшая работа при создании ВТГ связана с синтезом контура обратной связи, которая реализуется, как правило, с помощью ПИ-регулятора.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают благодарность Правительству Тульской области за финансовую поддержку в виде гранта ДС 1264 в сфере науки и техники «Разработка датчика угла крена на базе волнового твердотельного гироскопа».

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Распопов В.Я. Общие принципы построения волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) с металлическим резонатором // Приборостроение-2018. Материалы 11-й Международной научно-технической конференции, 14-16 ноября 2018 года, Минск, Республика Беларусь. Минск: БНТУ, 2018. С. 50–52.
- [2] Луниин Б.С., Матвеев В.А., Басараб М.А. Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология. М.: Радиотехника, 2014. 176 с.
- [3] Lynch, D.D., Vibratory gyro analysis by the method of averaging, Proceedings of the 2nd St. Petersburg conference on gyroscopic technology and navigation, St. Petersburg, pp. 26–34.

Волновой твердотельный гироскоп авиационно-космического применения навигационного класса точности

С.Е. Переляев
Институт проблем механики
им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Москва, Россия
Проспект Вернадского, 101-1
e-mail: ipm@ipmnet.ru

С.Б. Бодунов
АО «НПП «МЕДИКОН»
Россия, 456320,
Челябинская обл.,
Миасс г., ул. Менделеева, 31
e-mail: mdcn@medicon-miass.ru

Б.П. Бодунов
АО «НПП «МЕДИКОН»
Россия, 456320,
Челябинская обл.,
Миасс г., ул. Менделеева, 31
e-mail: mdcn@medicon-miass.ru

Аннотация—Изложены прикладные аспекты фундаментальной теории двумерного осциллятора Ван-дер-Поля с внешним эффективным управлением [1]. Рассматриваются вопросы формирования обратных связей эффективного управления колебаниями осциллятора Ван-дер-Поля. В работе в дополнение к известным типовым подходам уменьшения приборных погрешностей нового гироскопа предлагается выполнить исследование новых возможностей повышения точностных параметров ВТГ интегрирующего типа. Представлены прикладные аспекты реализации принципиальной теории двумерного осциллятора Ван-дер-Поля с внешним эффективным управлением по полной энергии колебаний. В современных разработках ВТГ (перспективных высокоточных инерциальных датчиков) представлены принципиально новые инженерно-конструкторские решения – режим датчика угловой скорости (ДУС) и режим свободной волны (прибор интегрирующего типа) для разных объектов авиационно-космического назначения.

Ключевые слова—двумерный осциллятор Ван-дер-Поля, волновой твердотельный гироскоп (ВТГ), датчик угловой скорости (ДУС), интегрирующий ВТГ.

1. ВВЕДЕНИЕ

Главным направлением развития АО «НПП «Медикон» является создание новых миниатюрных волновых твердотельных гироскопов (ВТГ) навигационного класса точности с диаметром резонатора не более 30 мм и разработка оригинальной промышленной технологии для стабильного выпуска необходимого количества таких приборов, а также разработка и изготовление специального оборудования для реализации новой и уникальной технологии. Повышение точности инерциальных чувствительных элементов на базе высокоточных интегрирующих ВТГ выполняется по двум основным направлениям – технологическому и структурно-алгоритмическому.

Первое связано с улучшением высокоточной обработки и изготовления прецизионных деталей и узлов инерциальных датчиков, совершенствованием технологических процессов их изготовления, в том числе с улучшением качества изготовления основной детали гироскопа – полусферического кварцевого резонатора, а также с повышением культуры их производства. Второе основано на принципиально новой структуре построения датчика ВТГ с применением новых алгоритмов обработки первичной инерциальной информации, что обеспечивает аналитическую компенсацию приборных

погрешностей и конструктивных недостатков самих инерциальных датчиков.

В настоящее время НПП «Медикон» ведет разработку ВТГ для следующих областей применения:

- космического назначения (с ресурсом непрерывной и надежной работы до 20 лет и более);
- авиационного назначения в составе высокочастотных объектов (со скоростью вращения основания от $400^\circ/\text{с}$ до $1500^\circ/\text{с}$);

В данной работе рассматриваются принципиальные вопросы формирования обратных связей эффективного управления колебаниями кварцевого резонатора ВТГ – осциллятора Ван-дер-Поля. Под эффективностью нового управления понимается выбор таких законов формирования обратных связей, которые обеспечивают наискорейший выход такого двумерного осциллятора на его стационарный режим функционирования.

Цель работы – создание высокотехнологичного экспериментального образца инерциального датчика ориентации авиационно-космического назначения – нового высоконадежного миниатюрного ВТГ на основе инерциального датчика новой конструкции и с повышенными точностными характеристиками.

Для этого предлагается применение принципиальных основ теории двумерного осциллятора Ван-дер-Поля с внешним эффективным управлением. В этой связи рассматривается нелинейная колебательная система – осциллятор Ван-дер-Поля с управлением по полной энергии колебаний. Вместо традиционной формы обратной связи по амплитуде колебаний в таком осцилляторе рассмотрены проблемы реализации обратной связи с управлением по полной энергии колебаний. Отметим, что вид обратной связи, выбранный самим Ван-дер-Полем и используемый в различных последующих работах по нелинейным методам, где это уравнение используется в качестве примера, для многих технических приложений не является наилучшим.

Выполнена апробация нового способа эффективного управления резонатором ВТГ-30иг на основе автогенератора Ван-дер-Поля с внешним эффективным управлением, который реализован в составе функционального (обслуживающего) многоканального полностью цифрового модуля контроллеров управления гироскопа (МКГ) на базе современной ПЛИС.

II. ДВУМЕРНЫЙ ОСЦИЛЛЯТОР ВАН-ДЕР-ПОЛЯ С УПРАВЛЕНИЕМ ПО ЭНЕРГИИ КОЛЕБАНИЙ

Уравнения двумерного управляемого осциллятора Ван-дер-Поля получены [1] в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_1 + q_1 = Q_1 &= -d(E - 1/2)\dot{q}_1 - pKq_2 - \gamma\dot{q}_2, \\ \ddot{q}_2 + q_2 = Q_2 &= -d(E - 1/2)\dot{q}_2 + pKq_1 + \gamma\dot{q}_1, \\ E = 1/2(q_1^2 + q_2^2 + \dot{q}_1^2 + \dot{q}_2^2), K &= q_1\dot{q}_2 - \dot{q}_1q_2. \end{aligned} \quad (2.1)$$

Осциллятор в свободном режиме ($d = p = \gamma = 0$) описывает эллиптическую траекторию в плоскости (q_1, q_2) с произвольными главными полуосями и с произвольным наклоном большой полуоси к оси абсцисс q_1 . Так же как и в одномерном случае, обратная связь должна фиксировать значение удвоенной полной энергии. В отличие от классического одномерного осциллятора Ван-дер-Поля, в котором посредством специальной обратной связи поддерживается постоянная амплитуда колебаний, в двумерном случае (2.1) можно стабилизировать полную энергию колебаний (коэффициент обратной связи d), площадь эллипса (квадратура с коэффициентом обратной связи p), его наклон к оси абсцисс и его прецессию (коэффициент γ). Задачи управления в двумерной системе (2.1) гораздо содержательнее, чем в одномерной системе.

Общее решение системы (2.1) при равных нулю правых частях определяет известное уравнение эллиптической траектории в параметрической форме [2, 3, 4]:

$$q_1 = x_1 \cos t + x_3 \sin t, \quad q_2 = x_2 \cos t + x_4 \sin t. \quad (2.2)$$

Скорость движения по этой эллиптической траектории:

$$\dot{q}_1 = -x_1 \sin t + x_3 \cos t, \quad \dot{q}_2 = -x_2 \sin t + x_4 \cos t. \quad (2.3)$$

Произвольные постоянные (x_1, x_2, x_3, x_4) в выражениях (2.2) и (2.3) в дальнейшем будут рассматриваться как медленно меняющиеся фазовые переменные в том случае, когда правые части не равны нулю и малы в сравнении с восстанавливающей силой осциллятора. Два первых интеграла системы (2.1) в случае $Q = 0$ представляют собой полную энергию колебаний [5]

$$\begin{aligned} E &= 1/2(q_1^2 + q_2^2 + \dot{q}_1^2 + \dot{q}_2^2) = \\ &= 1/2(x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 + x_4^2) = 1/2 x^2 \end{aligned} \quad (2.4)$$

и момент количества движения (кинетический момент)

$$K = q_1\dot{q}_2 - \dot{q}_1q_2 = x_1x_4 - x_2x_3. \quad (2.5)$$

Площадь эллипса (квадратура) [6]:

$$\pi rk = 1/2 \oint (q_1 dq_2 - q_2 dq_1) = 1/2 \int_0^{2\pi} (q_1 \dot{q}_2 - q_2 \dot{q}_1) dt = \pi K, \quad (2.6)$$

где r – большая полуось эллипса, k – малая полуось.

Используя формулы (2.2) и (2.3) в качестве замены переменных $(q_1, q_2, \dot{q}_1, \dot{q}_2) \rightarrow (x_1, x_2, x_3, x_4)$ в уравнениях (2.1), получим после осреднения по времени новые уравнения в фазовых переменных:

$$\dot{x} = -dSe_2 - pKe_3 - \gamma e_1, \quad (2.7)$$

$$S = (x^2 - 1)/2, \quad K = x_1x_4 - x_2x_3. \quad (2.8)$$

III. ДВУМЕРНЫЙ ОСЦИЛЛЯТОР ВАН-ДЕР-ПОЛЯ С ЭФФЕКТИВНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

Задачи управления в системе вида (2.1) гораздо содержательнее, чем в одномерной системе. Помимо управления амплитудой плоских колебаний можно управлять площадью описываемого эллипса, отношением его полуосей и наклоном большой полуоси к оси абсцисс.

В публикации [1] система (2.7) изучалась в переменных (S, K) при $\gamma = 0$. Было показано, что устойчивость многообразия $S = 0, K = 0$ определяется отличным от нуля коэффициентом Ляпунова по переменной S , в то время как по квадратуре колебаний устойчивость имеет место с нулевым коэффициентом Ляпунова, т.е. определяется лишь нелинейными членами. Для повышения эффективности управления достаточно в (2.7) увеличить амплитуду обратной связи при малых x , для чего (3.7) следует изменить так [6, 7]:

$$\dot{x} = -dSe_2 - p(K/E)e_3 = -dSe_2 - (2K/x^2)e_3, \quad (3.1)$$

S, K определены (2.8). Перейдем в уравнениях (3.1)–(2.7) от переменных x к переменным S, K . В этом случае имеем:

$$\dot{S} = \frac{dS}{dx} \dot{x} = x \left(-dSe_2 - p \frac{2K}{x^2} e_3 \right). \quad (3.2)$$

В силу тождества $x = e_2$, а также того, что произведение $(e_2 \cdot e_3) = 2K$, поэтому (3.2) переписывается в виде

$$\dot{S} = -dS(2S + 1) - 4p \left(\frac{K^2}{2S + 1} \right). \quad (3.3)$$

Аналогично:

$$\dot{K} = \frac{dK}{dx} \dot{x} = e_3 \left(-dSe_2 - p \frac{2K}{x^2} e_3 \right) = -2(dSK - pK), \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{S} &= -dS(2S + 1) - 4p \left(\frac{K^2}{2S + 1} \right) \\ \dot{K} &= 2K(-dS - p). \end{aligned} \quad (3.5)$$

Система (3.5) содержит особую точку $S=K=0$, характеризующую режим колебаний с постоянной энергией $E = x^2 = 1$ и с равной нулю квадратурой колебаний $K = x_1x_4 - x_2x_3 = 0$. Линеаризация системы (3.5) в окрестности этой точки приводит к системе

$$\begin{aligned} \dot{S} &= -dS, \\ \dot{K} &= -2pK. \end{aligned} \quad (3.6)$$

Таким образом, рассмотренное новое управление приводит к линейным в окрестности стационарного режима уравнениям в вариациях с характеристическими числами $-d$ и $-2p$. Поставленная в работе цель достигнута. В системе уравнений вида (2.1) новое управление выглядит так:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_1 + q_1 &= -d(E - 1/2)\dot{q}_1 - p(K/E)q_2, \\ \ddot{q}_2 + q_2 &= -d(E - 1/2)\dot{q}_2 - p(K/E)q_1, \\ E &= 1/2(q_1^2 + q_2^2 + \dot{q}_1^2 + \dot{q}_2^2), K = q_1\dot{q}_2 - \dot{q}_1q_2. \end{aligned} \quad (3.7)$$

Двумерные уравнения Ван-дер-Поля (3.7) с учетом стабилизации значения полной энергии и квадратуры, а также с управлением прецессией стоячей волны и стабилизацией частоты автоколебаний приобретают вид:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_1 + q_1 &= -d(E - 1/2)\dot{q}_1 - p(K/E)q_2 - \gamma\dot{q}_2 + cq_1, \\ \ddot{q}_2 + q_2 &= -d(E - 1/2)\dot{q}_2 - p(K/E)q_1 + \gamma\dot{q}_1 + cq_2. \end{aligned} \quad (3.8)$$

В уравнениях (3.8) перейдем от переменных (q_1, q_2) к введенным переменным (S, K) по формулам:

$$\begin{aligned} S &= 2E - 1/2 = (q_1^2 + q_2^2 + \dot{q}_1^2 + \dot{q}_2^2) - 1/2, \\ K &= q_1 \dot{q}_2 - \dot{q}_1 q_2. \end{aligned} \quad (3.9)$$

После осреднения по времени получаем уравнения вида (3.5) на два порядка меньше исходных уравнений [7].

Изложенная модель двумерного осциллятора Ван-дер-Поля нашла техническое применение в качестве модели нового волнового твердотельного гироскопа.

Расширенная математическая модель двумерного осциллятора Ван-дер-Поля с внешним управлением весьма эффективно используется для изучения новых режимов функционирования волнового твердотельного гироскопа (кварцевого полусферического резонатора) [6].

IV. ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРИЛОЖЕНИЯ ТЕОРИИ В ВОЛНОВЫХ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ ГИРОСКОПАХ

Базовый конструктивный элемент современного двухдетального ВТГ, имеет кварцевый полусферический резонатор из высококачественного и высокодобротного плавленного кварца [8]. Рабочая поверхность резонатора напыляется тонким слоем золота или платины. Такое тонкое покрытие позволяет контролировать форму упругой деформации кромки резонатора с помощью специальной системы емкостных датчиков и управлять формой (модой) упругих рабочих колебаний, изменяя электрические потенциалы на управляющих электродах.

Необходимое для функционирования ВТГ движение (колебания резонатора в пределах упругих деформаций кромки полусферы) не связано ни с износом, ни с деградацией материала, поэтому практически не ограничивает долговечности самого прибора [9].

Такой уникальный физический принцип работы ВТГ дает новому гироскопу целый ряд основных преимуществ: полное отсутствие вращающихся частей, малое время готовности, малые габаритно-массовые характеристики, весьма длительный рабочий ресурс прибора; высокая температурная стабильность основного конструкционного материала полусферы (чистого плавленного кварца); высокая приборная точность и малая случайная погрешность; устойчивость к условиям окружающей среды (температура, удары, вибрации, гамма излучение и сильные магнитные поля); весьма небольшая потребляемая мощность датчика; сохранение инерциальной информации при полном кратковременном отключении бортового электропитания. Все перечисленные выше преимущества переводят ВТГ в класс одних из наиболее перспективных гироскопов [9]. Для высокодинамичных объектов авиационно-космического назначения реализована новая конструкция ВТГ на базе двухдетального промышленного инерциального датчика (ИД) нового поколения с полусферическим кварцевым 30-миллиметровым беззубцовым резонатором и полусферическими электродами разработки «НПП «Медикон». Гироскоп функционирует в режиме свободной волны. Новая функциональная электроника имеет многоканальную цифровую «пушпульную» схему управления по специальному алгоритму [9] съема, детектирования первичных сигналов инерциального датчика и определения параметров стоячей волны. Данный алгоритм разработан и реализован сотрудниками Лаборатории

механики систем В.Ф.Журавлевым и С.Е.Перелёвым (Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН). Авторами синтезирована многоканальная система непосредственного прямого цифрового управления.

Аппаратная часть цифровой системы реализована на базе нового модуля контроллеров гироскопа (МКГ), включающего трехпроцессорную структуру обработки первичных синусных и косинусных сигналов одновременно трех гироскопов в одной системе на кристалле (FPGA/ПЛИС) на базе нового поколения ПЛИС серии «Xilinx-7». Встроенные ПЛИС (FPGA) седьмой серии, созданные на основе современной высокопроизводительной и низкоэнергетической 28-нанометровой технологии обеспечивают беспрецедентное увеличение производительности системы, при этом потребляя на 50% меньше энергии. По сравнению с одноядерной структурой, работающей даже с большей тактовой частотой, классическая реализация алгоритма имеет меньшую скорость выполнения команд из-за необходимости чаще обращаться к медленным регистрам периферийных устройств самого процессора.

Разработанный модуль МКГ-2 позволяет реализовать новую «пушпульную» схему эффективного управления гироскопом на основе рассмотренного двумерного осциллятора Ван-дер-Поля. Обработка первичных сигналов и оценка вектора состояния ВТГ производится цифровыми методами с помощью высокоскоростного сбора данных. Данная задача решена с помощью быстродействующего 16-разрядного АЦП с частотой преобразования не менее 3 млн выборок в секунду. Аппаратная часть электронного модуля управления содержит процессор обработки сигналов, буферы аналого-цифровых преобразователей (АЦП), синтезатор частот, микроконтроллер последовательного интерфейса [8]. Цифровой процессор по специальному алгоритму обработки определяет углы ориентации волны, полную энергию и квадратную составляющую колебаний кварцевого резонатора и, используя эту информацию, вычисляет соответствующие весовые коэффициенты для эффективного управления стоячей волной прибора. Аппаратно-программная реализация бортового алгоритма обработки информационных и формирования управляющих сигналов производится параллельно в отдельном процессоре современной программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) нового поколения. Каждый из каналов формирователей сигналов управления содержит ряд цифроаналоговых преобразователей (ЦАП), на вход которых в цифровом виде поступает информация о весовых коэффициентах управления, и, как опорные, сигналы синусов и косинусов и их производные с электродов информационных сигналов датчика ВТГ, т.е. с выходов быстродействующих аналого-цифровых преобразователей (АЦП). Алгоритм управления и приема данных от каждого АЦП реализован в ПЛИС (FPGA) типа Kintex-7 с помощью отдельного «конечного автомата» (*finite state machine*) [8, 9]. Результаты преобразования каждого входного АЦП преобразуются «конечным автоматом» в параллельный 16-битный код, сопровождаемый признаком готовности. Данная информация поступает на входы быстродействующего цифрового процессора (ЦП) реального времени. В этом машинном реализованном на кристалле ЦП по специальному синтезированному алгоритму формируются законы прямого цифрового многоканаль-

ного управления, которые в виде напряжений с выходов ЦАП подаются на управляющие электроды ИД, расположенные на плате кварцевого узла возбуждения, съема и управления (ВСУ) прибора. Новый полностью цифровой модуль электроники – модуль контроллеров гироскопов (МКГ-2) включает трехпроцессорную структуру обработки выходных аналоговых сигналов трех инерциальных датчиков (гироскопов). Модуль МКГ-2 реализован на базе современной программируемой системы на кристалле (FPGA) типа Kintex-7 со встроенными контроллерами, последовательным интерфейсом и главным 64-битным цифровым процессором [8, 9]. Программа, реализующая алгоритм обработки информационных и формирования управляющих сигналов каждого из трех каналов, выполняется параллельно в отдельном процессоре (*Micro-Blaze*). Малогабаритный модуль МКГ-2 обработки сигналов трех гироскопов с реализованными аппаратно на одном кристалле ПЛИС встроенными контроллерами, последовательным интерфейсом и главным 64-битным процессором обеспечивает заданную точность вычислений, а также формирование коэффициентов управления и фазы сигнала на уровне, необходимом для получения нестабильности приборного дрейфа нуля нового ВТГ не более 0,003 град/ч.

У. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Принципиально новый по своему конструктиву высоконадежный интегрирующий ВТГ-30 с цифровым выходом является высокоточным прибором автономной ориентации, разработанным российскими специалистами для широкого круга задач авиационно-космического назначения. Гироскоп включает миниатюрный механический инерциальный датчик (ИД), который сконструирован на базе высокочастотного беззубцового кварцевого резонатора [7] диаметром не более 30 мм и модуль функциональной (обслуживающей) цифровой электроники (МКГ-2).

Модуль МКГ – многоканальная система съема и прямого преобразования первичных аналоговых сигналов ИД, цифровой обработки и формирования дискретных сигналов управления. В настоящее время изготовлена опытная партия таких гироскопов и проводятся отработочные испытания новой конструкции высокоточного прибора (дрейф не более 0,015 град/ч).

Контрольные запуски и лабораторные тестирования точного ВТГ-30 новой конструкции на прецизионном трехосном наклонно-поворотном динамическом стенде

типа ACUTRONIC с термокамерой подтверждают, что ВТГ-30 функционирует в режиме свободной волны, имеет практически неограниченный диапазон измерения максимальной угловой скорости (ограничения связаны только с быстродействием основного процессора цифрового модуля) и соответствует требованиям навигационного класса точности (нестабильность нулевого сигнала гироскопа, СКО $\leq 0,015$ град/ч) во всем температурном диапазоне.

Отработочные испытания ВТГ-30 показали, что новый прибор способен весьма успешно конкурировать с волоконно-оптическими (ВОГ) и кольцевыми лазерными гироскопами (КЛГ) навигационного класса точности по цене промышленного производства, превосходя последние по показателю надежности функционирования в самых различных и жестких условиях эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Журавлёв В.Ф. Двумерный осциллятор Ван-дер-Поля с внешним управлением // Нелин. динамика. 2016. Т. 12. № 2. С. 211–222.
- [2] Журавлёв В.Ф., Климов Д.М. Прикладные методы теории колебаний. М.: Наука, 1988. 328 с.
- [3] Журавлёв В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985. 126 с.
- [4] Журавлёв В.Ф. Теоретические основы волнового твердотельного гироскопа // Изв. РАН. МТТ. 1993. № 3. С. 15–26.
- [5] Климов Д.М., Журавлёв В.Ф., Жбанов Ю.К. Кварцевый полусферический резонатор (Волновой твердотельный гироскоп). М.: Ким Л.А., 2017. 194 с.
- [6] Журавлёв В.Ф. О формировании обратных связей в пространственном осцилляторе Ван-дер-Поля // Прикладная математика и механика. Т.84. № 2. 2020. С. 151–157.
- [7] Переляев С.Е., Бодунов Б.П., Бодунов С.Б. Волновой твердотельный гироскоп – инерциальный датчик нового поколения // Материалы XXIV Санкт-Петербургской между. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 287–290.
- [8] Переляев С.Е., Журавлев В.Ф., Бодунов Б.П., Бодунов С.Б. Миниатюрный волновой твердотельный гироскоп нового поколения для бескарданных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов // XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С. 250–254.
- [9] Переляев С.Е., Журавлев В.Ф., Бодунов Б.П., Бодунов С.Б. Принципиальные вопросы теории новых гироскопических датчиков семейства «обобщенный маятник Фуко» и прикладные аспекты ее реализации в инженерной практике современной гироскопии // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2020. С.262-272.

Масштабный коэффициент волнового твердотельного гироскопа в режиме датчика угловой скорости

А.А. Маслов
НИУ «МЭИ», Россия
Maslov954@ya.ru

Д.А. Маслов
НИУ «МЭИ», Россия

И.В. Меркурьев
НИУ «МЭИ», Россия
MerkuryevIV@ya.ru

В.В. Подалков
НИУ «МЭИ», Россия

Аннотация—Исследуется динамика волнового твердотельного гироскопа, функционирующего в компенсационном режиме датчика угловой скорости. В новой математической модели тонкого упругого кольцевого резонатора гироскопа была учтена разночастотность и разnodобротность колебательного контура. Получены формулы, позволяющие анализировать влияние различных параметров гироскопа на его масштабный коэффициент. Приведен числовой пример.

Ключевые слова—масштабный коэффициент, разночастотность и разnodобротность, волновой твердотельный гироскоп, датчик угловой скорости.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время вопросам совершенствования волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) уделяется большое внимание [1–12]. Гироскопы такого типа находят широкое применение в навигационных системах, инклинометрах, измеряющих положение скважин, автомобильной электронике, медицинской технике, робототехнике, в товарах широкого потребления. Одной из важнейших характеристик гироскопа является масштабный коэффициент и его нелинейность. Важным требованием, предъявляемым к ВТГ, является обеспечение стабильности масштабного коэффициента гироскопа. Достаточно обширная литература [2, 3, 6, 13–15] посвящена нахождению и исследованию масштабного коэффициента гироскопа, функционирующего в режиме интегрирующего гироскопа и определяемого как отношение угла поворота волны относительно резонатора к углу поворота резонатора в инерциальном пространстве. Показано, что данный коэффициент зависит от геометрических параметров и формы резонатора.

В предлагаемой работе рассматривается методика расчета масштабного коэффициента ВТГ, функционирующего в режиме датчика угловой скорости. Масштабный коэффициент определяется как отношение выходного сигнала, которым обычно является напряжение, к внешнему воздействию (угловой скорости). Масштабный коэффициент зависит не только от геометрических параметров и формы упругих колебаний резонатора, но и от коэффициента усиления, коэффициентов демпфирования, разночастотности и разnodобротности колебательного контура гироскопа. Работ, в которых рассматривается масштабный коэффициент гироскопа в режиме датчика угловой скорости, значительно меньше. Следует отметить статьи С.П. Тимошенкова [16] и Л.А. Северова [17, 18].

В статье С.П. Тимошенкова [16] разработана математическая модель волнового твердотельного гироскопа с кольцевым резонатором и с магнитоэлектрическими датчиками управления, работающего в режиме датчика угловой скорости. Получена формула для определения

масштабного коэффициента, в которой не учтены параметры резонатора. В работах Л.А. Северова [17, 18] проведено исследование влияния коэффициента обратной связи и угловой скорости на масштабный коэффициент. Однако не проводится оценка влияния технологических погрешностей изготовления резонатора на данный коэффициент. Поэтому целью данной работы является исследование влияния разночастотности и разnodобротности колебательного контура на масштабный коэффициент преобразования ВТГ в режиме датчика угловой скорости.

II. УРАВНЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ РЕЗОНАТОРА

Рассматривается микромеханическая реализация ВТГ с тонким упругим кольцевым резонатором, связанным с основанием прибора упругими торсионами. Для поддержания заданной формы колебаний тонкого упругого кольца используются магнитоэлектрические или электростатические датчики управления.

Предположим, что основание прибора вращается относительно оси, перпендикулярной его плоскости с угловой скоростью Ω , которую в дальнейшем будем считать малой по сравнению с характерной частотой колебаний резонатора ω . Тогда система дифференциальных уравнений, описывающая динамику резонатора в одно-модовом приближении, имеет вид [19, 20]:

$$\begin{aligned} \ddot{f} + \omega^2 f &= -(\gamma + b_c) \dot{f} - (v + b_s) \dot{g} - h_c^* f - h_s^* g - \\ &- u_1 \omega \sin \omega_0 t + u_2 \omega \cos \omega_0 t, \\ \ddot{g} + \omega^2 g &= -(\gamma - b_c) \dot{g} - (-v + b_s) \dot{f} + h_c^* f - h_s^* g - \\ &- u_3 \omega \sin \omega_0 t + u_4 \omega \cos \omega_0 t, \end{aligned} \quad (1)$$

где f и g – обобщенные координаты второй основной формы колебаний резонатора в двух фиксированных точках, отстоящих друг от друга под углом $\pi/4$, и нормализованные относительно рабочего зазора емкостного датчика управления; $h_s^* = h^* \sin 4\alpha$, $h_c^* = h^* \cos 4\alpha$ и $b_s = b \sin 4\beta$, $b_c = b \cos 4\beta$ – компоненты, характеризующие упругую и вязкую анизотропию; h^* и b – модули разночастотности и разnodобротности; α и β – углы ориентации главных осей жесткости и диссипации относительно отсчетных осей; $v = 8\Omega/5$ – нормализованная угловая скорость основания гироскопа; $\gamma = \omega/Q$ – коэффициент демпфирования, Q – добротность колебательного контура; u_i – нормализованные составляющие амплитуд напряжений на датчиках управления; точкой обозначено дифференцирование по времени t ; ω_0 – частота внешнего гармонического возбуждения основной моды колебаний резонатора.

Будем полагать, что частота внешнего воздействия близка к собственной частоте колебаний по второй основной форме колебаний резонатора, т.е.

$$\omega_0 = \omega + \lambda, \quad \lambda \ll \omega,$$

где λ – поправка к частоте, которая вводится для настройки резонансного режима работы гироскопа на подвижном основании.

III. ОСРЕДНЕНИЕ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ

Систему (1) будем исследовать методом усреднения Крылова–Боголюбова [21]. С этой целью введем медленные переменные p_1, q_1, p_2, q_2 по следующим формулам:

$$\begin{aligned} f &= p_1 \sin \omega_0 t + q_1 \cos \omega_0 t, \\ g &= p_2 \sin \omega_0 t + q_2 \cos \omega_0 t, \\ \dot{f} &= p_1 \omega_0 \cos \omega_0 t - q_1 \omega_0 \sin \omega_0 t, \\ \dot{g} &= p_2 \omega_0 \cos \omega_0 t - q_2 \omega_0 \sin \omega_0 t. \end{aligned} \quad (2)$$

Подставляя (2) в (1) и проводя осреднение по явно входящему времени [2], приходим к системе уравнений движения в медленных переменных p_1, q_1, p_2, q_2 :

$$\begin{aligned} 2\dot{q}_1 &= -\gamma q_1 - b_c q_1 - \nu q_2 - b_s q_2 + h_c p_1 + h_s p_2 - 2\lambda p_1 + u_1, \\ 2\dot{p}_1 &= -\gamma p_1 - b_c p_1 - \nu p_2 - b_s p_2 - h_c q_1 - h_s q_2 + 2\lambda q_1 + u_2, \\ 2\dot{q}_2 &= -\gamma q_2 + b_c q_2 + \nu q_1 - b_s q_1 - h_c p_2 + h_s p_1 - 2\lambda p_2 + u_3, \\ 2\dot{p}_2 &= -\gamma p_2 + b_c p_2 + \nu p_1 - b_s p_1 + h_c q_2 - h_s q_1 + 2\lambda q_2 + u_4, \end{aligned} \quad (3)$$

где $h_s = h_s^* / \omega$, $h_c = h_c^* / \omega$.

Значения u_1, \dots, u_4 являются управляющими сигналами системы (3), позволяющими стабилизировать амплитуды колебаний двух нормальных форм колебательного контура. Отметим, что в электронном контуре гироскопа физически реализуется схема осреднения Крылова–Боголюбова: измеряемые датчиками съема информации высокочастотные функции времени f , g с помощью контуров обработки сигналов представляются в виде (2). Таким образом, медленные переменные p_1, q_1, p_2, q_2 системы (3) являются измеряемыми.

IV. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ РЕЗОНАТОРА В КОМПЕНСАЦИОННОМ РЕЖИМЕ ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Рассмотрим функционирование микрогироскопа в режиме датчика угловой скорости компенсационного типа. В этом случае формируется первичная волна упругих колебаний резонатора с заданным значением амплитуды колебаний и расположением пучностей. Из-за вращения основания возникает вторая волна, пучности которой располагаются под углом $\pi/4$ к пучностям первичной волны. Целью управления является возбуждение и поддержание заданной амплитуды колебаний первичной волны и полная компенсация колебаний второй волны. Сигналы управления, необходимые для компенсации, позволяют определить угловую скорость основания гироскопа.

Зададим программные значения \bar{A} , \bar{B} амплитуд колебаний двух нормальных форм $\bar{A} = \bar{q}_1$, $\bar{B} = 0$, при этом $\bar{q}_2 = \bar{p}_1 = \bar{p}_2 = 0$, где $\bar{q}_1, \bar{p}_1, \bar{q}_2, \bar{p}_2$ – заданные значения медленных переменных.

Построим пропорциональный регулятор (П-регулятор). Зададим управление u_1, \dots, u_4 в виде обратной связи по измерению медленных переменных p_1, q_1, p_2, q_2 :

$$u_1 = -K_{oc}(q_1 - \bar{q}_1), \quad u_2 = -K_{oc}p_1, \quad u_3 = -K_{oc}q_2, \quad u_4 = -K_{oc}p_2, \quad (4)$$

где K_{oc} – коэффициент усиления в цепи обратной связи.

В дальнейшем будем рассматривать гироскоп, работающий в резонансе, т.е. при $\lambda = 0$.

Уравнения замкнутой системы управления примут вид:

$$\begin{aligned} \dot{q}_1 &= (-(K_{oc} + \gamma + b_c)q_1 - b_s q_2 + h_c p_1 + h_s p_2 - \nu q_2 + K_{oc} \bar{q}_1) / 2, \\ \dot{p}_1 &= (-(K_{oc} + \gamma + b_c)p_1 - b_s p_2 - h_c q_1 - h_s q_2 - \nu p_2) / 2, \\ \dot{q}_2 &= (-(K_{oc} + \gamma - b_c)q_2 - b_s q_1 - h_c p_2 + h_s p_1 + \nu q_1) / 2, \\ \dot{p}_2 &= (-(K_{oc} + \gamma - b_c)p_2 - b_s p_1 + h_c q_2 - h_s q_1 + \nu p_1) / 2. \end{aligned} \quad (5)$$

При исследовании устойчивости замкнутой системы дифференциальных уравнений (5) учтем, что $b_c, b_s, h_c, h_s \ll K_{oc}$. Пренебрегая слагаемыми, содержащими параметры b_c, b_s, h_c, h_s , построим характеристическое уравнение

$$\left((s + K_{oc} + \gamma)^2 + \nu^2 \right)^2 = 0$$

и найдем его корни:

$$s_{1,2} = -(K_{oc} + \gamma + i\nu), \quad s_{3,4} = -(K_{oc} + \gamma - i\nu).$$

Так как коэффициент K_{oc} , коэффициент демпфирования γ принимают только положительные значения, то действительные части корней характеристического уравнения отрицательны. Следовательно, решение системы асимптотически устойчиво.

Угловая скорость определяется по установившемуся решению, которое получаем из (5) при $\dot{q}_1 = \dot{p}_1 = \dot{q}_2 = \dot{p}_2 = 0$. То есть из системы алгебраических уравнений:

$$\begin{aligned} -(K_{oc} + \gamma + b_c)q_1 - b_s q_2 + h_c p_1 + h_s p_2 + \nu q_2 + K_{oc} \bar{q}_1 &= 0, \\ -(K_{oc} + \gamma + b_c)p_1 - b_s p_2 - h_c q_1 - h_s q_2 + \nu p_2 &= 0, \\ -(K_{oc} + \gamma - b_c)q_2 - b_s q_1 - h_c p_2 + h_s p_1 - \nu q_1 &= 0, \\ -(K_{oc} + \gamma - b_c)p_2 - b_s p_1 + h_c q_2 - h_s q_1 - \nu p_1 &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Найдем установившиеся решения при $b_c = b_s = h_c = h_s = 0$:

$$\begin{aligned} q_1 &= K_{oc} \bar{q}_1 (K_{oc} + \gamma) / (\nu^2 + (K_{oc} + \gamma)^2), \\ q_2 &= -K_{oc} \bar{q}_1 \nu / (\nu^2 + (K_{oc} + \gamma)^2), \quad p_1 = 0, \quad p_2 = 0, \end{aligned} \quad (7)$$

которые показывают, что имеется статическая ошибка регулирования, вызванная наличием угловой скорости основания. Значения установившихся амплитуд колебаний q_1, q_2 отличаются от программных значений \bar{q}_1, \bar{q}_2 на величину, зависящую от коэффициента усиления K_{oc} и угловой скорости основания v , коэффициента демпфирования γ .

Отметим, что отношение установившихся значений (7) пропорционально угловой скорости основания:

$$\frac{q_2}{q_1} = -\frac{v}{K_{oc} + \gamma}. \quad (8)$$

Таким образом, угловая скорость основания v может быть определена по измерениям установившихся значений:

$$v = -(K_{oc} + \gamma) \frac{q_2}{q_1}. \quad (9)$$

Подставляя q_1 из (7) и $q_2 = -u_3 / K_{oc}$ в (9) и учитывая, что $u_3 = \eta U_3$, где η – параметр, характеризующий датчики управления [19], U_3 – напряжение управления, и то, что угловая скорость равна $\Omega = 5v / 8$, получим формулы для измерения угловой скорости Ω и вычисления масштабного коэффициента гироскопа K_G :

$$\Omega = K_G U_3, \quad K_G = \frac{5(v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2) \eta}{8K_{oc}^2 \bar{q}_1}. \quad (10)$$

Таким образом, масштабный коэффициент гироскопа в режиме датчика угловой скорости зависит от угловой скорости и от коэффициента демпфирования. Рассмотрим влияние коэффициента демпфирования γ , а следовательно, и добротности резонатора $Q = \omega / \gamma$ на масштабный коэффициент.

Относительная погрешность масштабного коэффициента, вызванная изменением коэффициента демпфирования $\Delta\gamma = \gamma \delta\gamma$, будет равна:

$$\delta K_G = \frac{2\gamma(K_{oc} + \gamma)}{v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2} \delta\gamma. \quad (11)$$

Числовой пример. Для гироскопа с кольцевым резонатором [23] частота собственных колебаний $\omega = 87964 \text{ c}^{-1}$ (14000 Гц). При добротности $Q = 5 \cdot 10^3$ получаем коэффициент демпфирования $\gamma = \omega / Q = 17.6 \text{ c}^{-1}$. При коэффициенте обратной связи $K_{oc} = 500 \text{ c}^{-1}$ и при изменении коэффициента демпфирования, а также и добротности на 1% относительная погрешность масштабного коэффициента, рассчитанная по формуле (11), составляет 0,0034, т.е. 0,34%.

V. ВЛИЯНИЕ РАЗНОДОБРОТНОСТИ НА МАСШТАБНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ

Решая систему линейных уравнений (6) при $h_s = h_c = 0$, получим:

$$\begin{aligned} q_1 &= K_{oc} \bar{q}_1 (K_{oc} + \gamma - b_c) / (v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2 - b_c^2 - b_s^2), \\ q_2 &= -K_{oc} \bar{q}_1 (v + b_s) / (v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2 - b_c^2 - b_s^2), \end{aligned} \quad (12)$$

откуда следует, что

$$v + b_s = -(K_{oc} + \gamma - b_c) \frac{q_2}{q_1}. \quad (13)$$

Подставляя $q_2 = -\eta U_3 / K_{oc}$ и q_1 из (12) в (13) и учитывая, что угловая скорость равна $\Omega = 5v / 8$, получим:

$$\begin{aligned} \Omega &= K_G U_3 - 5b_s / 8, \\ K_G &= \frac{5(v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2 - b_c^2 - b_s^2) \eta}{8K_{oc}^2 \bar{q}_1}. \end{aligned} \quad (14)$$

Из первой формулы (14) следует, что нулевой сигнал гироскопа, т.е. выходной сигнал U_3 , при отсутствии входного воздействия $\Omega = 0$ равен $U_3 = -5b_s / (8K_G)$.

Нулевой сигнал ВТГ, который характеризует систематическую составляющую дрейфа, учитывают с помощью калибровки прибора. Нулевой сигнал прямо пропорционален раздобротности резонатора по окружному углу. Однако стабильность этого дрейфа (а следовательно, и точность его компенсации) зависит от стабильности раздобротности резонатора. Поэтому ВТГ с резонаторами из кварцевого стекла всегда будут иметь значительно лучшие характеристики, чем приборы с металлическими резонаторами, так как их резонаторы имеют гораздо более высокую добротность и структурную стабильность материала [22].

Относительная погрешность масштабного коэффициента, вызванная изменением раздобротности b_c, b_s , будет равна

$$\delta K_G = \frac{2(b_c^2 \delta b_c + b_s^2 \delta b_s)}{v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2 - b_c^2 - b_s^2}. \quad (15)$$

VI. ВЛИЯНИЕ РАЗНОЧАСТОТНОСТИ НА МАСШТАБНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ

Решая систему линейных уравнений (6) при $b_s = b_c = 0$, получим

$$\begin{aligned} q_1 &= K_{oc} \bar{q}_1 (K_{oc} + \gamma) / (h_c^2 + h_s^2 + v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2), \\ q_2 &= -K_{oc} \bar{q}_1 v / (h_c^2 + h_s^2 + v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2). \end{aligned} \quad (16)$$

Из (16) следует формула (9). Подставляя $q_2 = -\eta U_3 / K_{oc}$ и q_1 из (16) в (9), получим:

$$\Omega = K_{\Gamma} U_3, \quad K_{\Gamma} = \frac{5(v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2 + h_c^2 + h_s^2)\eta}{8K_{oc}^2 \bar{q}_1}.$$

Относительная погрешность масштабного коэффициента, вызванная изменением разночастотности h_c , h_s будет равна:

$$\delta K_{\Gamma} = \frac{2(h_c^2 \delta h_c + h_s^2 \delta h_s)}{v^2 + (K_{oc} + \gamma)^2 + h_c^2 + h_s^2}. \quad (17)$$

Числовой пример. Для гироскопа с кольцевым резонатором [23], рассмотренного выше при составляющих разночастотности $h_c = h_s = 0.314c^{-1} (0.05 \text{ Гц})$ и изменении их на 5%, относительная погрешность масштабного коэффициента, рассчитанная по формуле (17), составляет $2,5 \cdot 10^{-8}$.

Таким образом, получены формулы для масштабного коэффициента гироскопа, позволяющие анализировать влияние различных параметров математической модели.

Следует отметить, что использование интегрального звена устраняет статическую ошибку регулирования и повышает стабильность масштабного коэффициента. Однако добавление в обратную связь интегрального звена увеличивает время переходного процесса с десятой доли секунды до нескольких секунд. Это значительно ухудшает характеристики приборов, установленных на высокоманевренных объектах, испытывающих вибрационные и ударные воздействия.

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Получены формулы для масштабного коэффициента волнового твердотельного гироскопа, функционирующего в режиме датчика угловой скорости. Показано, что масштабный коэффициент зависит от коэффициента обратной связи, добротности резонатора, разночастотности и разнородности колебательного контура, от заданной амплитуды колебаний, типа датчика управления и угловой скорости основания прибора. Приведены формулы для расчета относительной погрешности масштабного коэффициента, вызванной изменением разночастотности и разнородности колебательного контура.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Пешехонов В.Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3–10.

[2] Климов Д.М., Журавлев В.Ф., Жбанов Ю.К. Кварцевый полусферический резонатор (волновой твердотельный гироскоп). М.: Изд-во «Ким Л.А.», 2017. 194 с.

[3] Меркурьев И.В., Подалков В.В. Динамика микромеханического и волнового твердотельного гироскопов. Москва: Физматлит, 2009. 228 с.

[4] Лунин Б.С., Матвеев В.А., Басараб М.А. Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология. М.: Радиотехника, 2014. 176 с.

[5] Переляев С.Е. Обзор и анализ направлений создания бесплатформенных инерциальных навигационных систем на волновых твердотельных гироскопах // Новости навигации. 2018. № 2. С. 21–27.

[6] Басараб М.А., Лунин Б.С., Матвеев В.А., Фомичев А.В., Чуманкин Е.А., Юрин А.В. Миниатюрные волновые твердотельные гироскопы для малых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. №4. С. 80–96.

[7] Шарма Н.Г., Сундарараджан Т., Сингх Г.С. Влияние геометрических дефектов на процессы диссипации энергии колебаний и характеристики резонатора твердотельного волнового гироскопа с высокой добротностью // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №3 (110). С. 18–31.

[8] Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В., Подалков В.В. Компенсация уходов волнового твердотельного гироскопа, вызванных анизотропией упругих свойств монокристаллического резонатора // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 25–36.

[9] Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В., Подалков В.В. Динамика кольцевого микромеханического гироскопа с учетом нелинейной жесткости подвеса // XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб., 2019. С. 249–252.

[10] Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В., Подалков В.В. Разработка методов идентификации параметров нелинейной математической модели волнового твердотельного гироскопа // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб., 2020. С. 244–247.

[11] Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В., Подалков В.В. Влияние разночастотности и нелинейности на дрейф волнового твердотельного гироскопа в режиме датчика угловой скорости // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб., 2021. С. 286–290.

[12] Распопов В.Я., Алалуев Р.В., Ладонкин А.В., Лихошерст С.И., Шепилов В.В. Настройка и калибровка волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором, работающего в режиме датчика угловой скорости // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №1. С. 31–41.

[13] Рязанова Л.А. Исследование влияния геометрических параметров чувствительного элемента твердотельного волнового гироскопа на его масштабный коэффициент // Сборник трудов международного научно-технического форума. 2018. С. 28–33.

[14] Денисов Р.А., Обухов В.И. Исследование влияния геометрических параметров чувствительного элемента твердотельного волнового гироскопа на его масштабный коэффициент // Труды НГТУ им. П.Е. Алексеева. 2015. № 1 (108). С. 263–268.

[15] Захаров А.А. Способ экспериментального определения масштабного коэффициента волнового твердотельного гироскопа с цифровым дифференцированием // Труды МАИ. Выпуск 40. 2010. №40. С. 12.

[16] Тимошенко С.П., Анчутин С.А., Плеханов В.Е., Кочурин Е.С., Тимошенко А.С., Зуев Е.В. Разработка математического описания кольцевого микрогироскопа // Нано- и микросистемная техника. 2014. Т. 5. С. 18–25.

[17] Северов Л.А., Пономарев В.К., Панферов А.И., Овчинникова Н.А. Структура и характеристики волнового микромеханического датчика угловой скорости с кольцевым резонатором // Гироскопия и навигация 2014. № 3. С. 59–72.

[18] Северов, Л.А., Пономарев, В.К., Панферов, А.И., Овчинникова Н.А. Основные характеристики и балансировка микромеханических датчиков угловой скорости на основе кольцевого резонатора // Известия ТулГУ. Технические науки. 2016. № 10. С. 41–52.

[19] Маслов Д.А., Меркурьев И.В. Компенсация погрешностей и учет нелинейности колебаний вибрационного кольцевого микрогироскопа в режиме датчика угловой скорости // Нелинейная динамика. 2017. Т. 13. № 2. С. 227–241. DOI: 10.20537/nd1702006.

[20] Маслов Д.А. Влияние нелинейных свойств электростатических и электромагнитных датчиков управления на динамику цилиндрического резонатора волнового твердотельного гироскопа: дис. канд. техн. наук: 01.02.01 / Маслов Дмитрий Александрович. НИУ «МЭИ». Москва, 2019. 127 с.

[21] Боголюбов Н.Н., Митропольский, Ю.А. Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний. Москва: Наука, 1974. 503 с.

[22] Лунин Б.С., Басараб М.А., Юрин А.В., Чуманкин Е.А. Цилиндрический резонатор из кварцевого стекла для недорогих вибрационных гироскопов // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2018. С. 204–207.

[23] Тимошенко С.П., Симонов Б.М., Бритков О.М., Анчутин С.А., Тимошенко А.С. Балансировка кремниевых датчиков угловой скорости в процессе изготовления // Известия вузов. Электроника. 2015. Том 20. № 1. С. 58–67.

Моделирование газового струйного гиromетра с помощью бессеточных методов

М.А. Басараб
Факультет информатики и систем
управления,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
basarab@bmstu.ru

Ален Жиани
Институт электроники и систем,
Университет Монпелье
Монпелье, Франция
alain.giani@ies.univ-montp2.fr

А.В. Пролетарский
Факультет информатики и систем
управления,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Москва, Россия
pav@bmstu.ru

Филипп Комбетт
Институт электроники и систем,
Университет Монпелье
Монпелье, Франция
philippe.combette@ies.univ-montp2.fr

Б.С. Лунин
Химический факультет,
МГУ им. М.В. Ломоносова
Москва, Россия
luninboris@yandex.ru

Александр Кешаф
Институт электроники и систем,
Университет Монпелье
Монпелье, Франция
alexandre.kechaf@umontpellier.fr

Аннотация—Целью работы является моделирование гидродинамических процессов в газовом струйном гиromетре для определения его параметров и оптимизации его конструкции и геометрии. Бессеточная методика, основанная на полуаналитическом методе R-функций, впервые применена для решения задач вычислительной гидродинамики (CFD) в полости гиromетра произвольной формы. Этот метод позволяет удовлетворить всем заданным граничным условиям точно на всей границе. С помощью R-функций можно построить приближенные решения CFD с заданными значениями и производными на определенных участках границы. Проведено эффективное моделирование для различных геометрий газоструйного гиromетра. Результаты были сопоставлены и продемонстрировали удовлетворительное соответствие данным, полученным экспериментально и с помощью моделирования методом конечных элементов. Бессеточное CFD-моделирование газового струйного гиromетра дает возможность построить новый подход к оценке оптимальных геометрических и теплофизических параметров устройства.

Ключевые слова—газовый струйный гиromетр, вычислительная гидродинамика.

I. ВВЕДЕНИЕ

Газовые струйные гиromетры относятся к классу датчиков угловой скорости, принцип действия которых основан на двух основных механизмах: естественная конвекция или расширение газа и вынужденная конвекция, вызванная потоком газовой струи. Эти приборы имеют ряд важных преимуществ, такие как низкая стоимость, простота конструкции, высокая вибро- и ударостойкость и др. Они могут быть реализованы как в макроскопическом, так и в микроскопическом (MEMS) масштабе. Несмотря на растущий интерес к проектированию и моделированию таких типов устройств в последние десятилетия, некоторые проблемы все еще имеют большое значение и должны быть решены для улучшения характеристик газовых струйных гиromетров. Это особенно важно для микромеханических устройств, когда имеются сложности с проведением эксперимента и требуется дорогостоящее оборудование. Другая трудность связана с отсутствием соответствующих эталонных решений, поскольку основное содержание работ по газовым гиromетрам посвящено их проектированию, технологиям производства и экспериментальным исследованиям.

Принцип измерения газового струйного гиromетра основан на измерении разности температур термически-

ми анемометрами, расположенными симметрично с обеих сторон входящего потока газа, и генерировании напряжения, пропорционального значению температуры, которое само является функцией величины угловой скорости. При отсутствии вращения поток газа является линейным, а разностный сигнал равен нулю. Когда устройство приводится во вращение, анемометры подвергаются асимметричному воздействию из-за действия силы Кориолиса и измерение их ненулевой разности температур позволяет измерить угловую скорость.

Наиболее распространенный способ моделирования динамики струйного потока и исследования его влияния на чувствительность гиromетра основан на использовании методов конечных элементов (МКЭ) и соответствующего программного обеспечения, например ANSYS, OpenFOAM и т.д. Эти методы универсальны и могут использоваться как для 2D, так и для 3D-моделирования различных физических процессов в областях произвольной формы. При моделировании газового струйного гиromетра необходимо решить систему стационарных или нестационарных уравнений Навье–Стокса для компонент вектора скорости газа и давления и, в зависимости от принципа измерения отклонения потока газа, уравнение теплопроводности для расчета распределения температуры внутри полости прибора. Однако зачастую подход на основе МКЭ оказывается недостаточно эффективным из-за трудностей, связанных с большими временными затратами при построении нерегулярной многомерной сетки и решении систем уравнений большого размера (особенно в нестационарном случае и в случае серийных экспериментов), проблемами, связанными с интерпретацией результатов, полученных в виде сеточного решения, и проблемами обоснования результатов и их зависимости от плотности сетки, геометрии ячеек и других факторов.

Целью данной работы является применение бессеточных методов для решения задач вычислительной гидродинамики (CFD) в полостях произвольной формы. Среди них метод, основанный на полуаналитическом методе R-функций [7, 8], ранее успешно применявшийся для изучения поведения теплового акселерометра [9-11]. Этот метод позволяет точно удовлетворять всем заданным граничным условиям на всей границе. С помощью R-функций возможно создавать функции с заданными значениями и производными на заданных участках границы. Построенные функции обладают желаемыми дифференциальными свойствами и могут быть собраны

в структуру решения, которая гарантированно содержит решения поставленных краевых задач.

Было проведено эффективное моделирование для некоторых конфигураций газового струйного гиromетра. Расчетные данные были сопоставлены и продемонстрировали хорошее соответствие результатам, полученным экспериментально и с помощью моделирования МКЭ. Бессеточное CFD-моделирование гиromетра газового потока дает возможность построить новый подход к оценке оптимальных геометрических и теплофизических параметров устройства.

II. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Принцип работы гиromетра основан на измерении отклонения струи горячего газа, вызванного силой Кориолиса, возникающей при вращении устройства (рис. 1). Газовая струя распространяется из микроканала в более широкую полость с двумя датчиками температуры, симметрично расположенными по обе стороны от газовой струи. При нулевой угловой скорости Ω газовая струя симметрична относительно этих детекторов, и разность температур между ними также равна нулю. Сила Кориолиса, вызванная ненулевым вращением, отклоняет газовую струю и вызывает разницу температур между детекторами из-за асимметрии распределения газового потока.

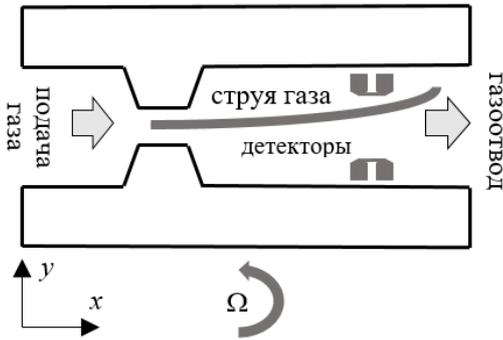


Рис. 1. Принцип действия гиromетра

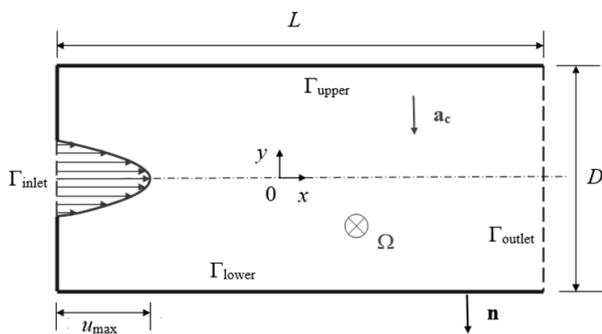


Рис. 2. Математическая модель гиromетра

Детекторы также могут использоваться как анемометры с нагретым проводом, охлаждаемые или нагреваемые струей газа при комнатной температуре.

III. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Рассмотрим стационарную модель несжимаемого ньютоновского потока в полости с шириной D и длиной

L (рис. 2), распределенного по параболическому закону с амплитудой u_{\max} :

$$u = u(y) = u_{\max} \left[1 - \left(\frac{2y}{D} \right)^2 \right].$$

Уравнения гидродинамики внутри полости прибора имеют вид:

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial t} + (\vec{U} \cdot \nabla) \rho \vec{U} = -\nabla p + \nabla (\mu \nabla \vec{U}) - 2\rho \vec{\Omega} \times \vec{U},$$

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{U} = 0; \quad \vec{U} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{pmatrix},$$

где p – давление; ρ – плотность; μ – динамическая вязкость; t – время; u, v, w – компоненты скорости; $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ – компоненты угловой скорости.

В данной работе мы полагаем $\rho = \text{const}$, $\mu = \text{const}$ и

$$\vec{U} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Omega \end{pmatrix}.$$

Тогда мы имеем:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \Delta u - 2\Omega v,$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \Delta v + 2\Omega u,$$

где $\nu = \mu / \rho$ – кинематическая вязкость, а

$$\Delta = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} -$$

оператор Лапласа.

Считая, что $\|u\|_{L_2} \gg \|v\|_{L_2}$, можно получить следующее двумерное уравнение для функции тока:

$$\nu \Delta \Delta \psi + \frac{\partial \psi}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi}{\partial y} - \frac{\partial \psi}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi}{\partial x} + 2\Omega \frac{\partial^2 \psi}{\partial x \partial y} = 0.$$

Соответствующие краевые условия имеют вид:

$$\Gamma_{\text{inlet}} : v = 0, \quad u(y) = \left(1 - \frac{y^2}{D^2} \right) u_{\max},$$

$$\psi(y) = \left[y \left(1 - \frac{4y^2}{3D^2} \right) + \frac{D}{3} \right] u_{\max}, \quad \frac{\partial \psi}{\partial \mathbf{n}} = 0;$$

$$\Gamma_{\text{lower}} : u = v = 0, \quad \psi = \frac{\partial \psi}{\partial \mathbf{n}} = 0;$$

$$\Gamma_{\text{upper}} : u = v = 0, \quad \psi = \frac{2}{3} D u_{\max}, \quad \frac{\partial \psi}{\partial \mathbf{n}} = 0.$$

IV. МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕТОДОМ R-ФУНКЦИЙ

Для решения поставленной задачи используем бессеточный метод R-функций [7–11]. Согласно ему, структура решения представляется в виде $\psi = \psi_0 + \psi_1$, где функция ψ_0 удовлетворяет однородным краевым условиям и образована линейной комбинацией достаточно гладких базисных функций с неопределенными коэффициентами; функция ψ_1 на участках границы совпадает с соответствующими правыми частями краевых условий. Последняя функция конструируется с помощью так называемой «трансфинитной интерполяции» [7,8] и имеет следующий вид:

$$\psi_1 = \frac{\psi_{\text{inlet}} w_{\text{upper}}^2 w_{\text{lower}}^2 + \psi_{\text{upper}} w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{lower}}^2 + \psi_{\text{lower}} w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{upper}}^2}{w_{\text{upper}}^2 w_{\text{lower}}^2 + w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{upper}}^2 + w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{lower}}^2},$$

где $w_{\text{inlet}}, w_{\text{upper}}, w_{\text{lower}}$ – неявно заданные функции вещественного аргумента, равные нулю соответственно на участках $\Gamma_{\text{inlet}}, \Gamma_{\text{upper}}, \Gamma_{\text{lower}}$ и построенные с помощью аппарата R-функций;

$$\psi_{\text{inlet}} = u_{\text{max}} y \left(1 - \frac{y^2}{3d^2} \right),$$

$$\psi_{\text{upper}} = u_{\text{max}} \frac{2}{3} d, \quad \psi_{\text{lower}} = -u_{\text{max}} \frac{2}{3} d.$$

Пусть w – функция, обращающаяся в ноль на границе $\Gamma = \Gamma_{\text{inlet}} \cup \Gamma_{\text{upper}} \cup \Gamma_{\text{lower}}$, такая что

$$w = w(x, y) = 0 \quad \text{if } (x, y) \in \Gamma,$$

$$w = w(x, y) > 0 \quad \text{if } (x, y) \in W,$$

где W обозначает внутренность полости, ограниченную Γ .

Тогда, если представить ψ_0 в виде ряда по системе функций $f_j = w^2 \chi_j$ с неопределенными коэффициентами $\{c_j\}_{j=1}^N$ и базисными функциями $\{\chi_j\}_{j=1}^N$,

$$\psi_0 = \sum_{j=1}^N c_j f_j = w^2 \sum_{j=1}^N c_j \chi_j,$$

то выражение $\psi = \psi_0 + \psi_1$ будет также удовлетворять краевым условиям.

В нашем случае (см. рис. 2), бессеточная полуаналитическая структура решения имеет вид

$$\psi = w^2 \sum_{j=1}^N c_j \chi_j +$$

$$u_{\text{max}} \frac{y \left(1 - \frac{y^2}{3d^2} \right) w_{\text{upper}}^2 w_{\text{lower}}^2 + \frac{2}{3} d w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{lower}}^2 - \frac{2}{3} d w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{upper}}^2}{w_{\text{upper}}^2 w_{\text{lower}}^2 + w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{upper}}^2 + w_{\text{inlet}}^2 w_{\text{lower}}^2}.$$

Выражение границы Γ через ее участки следующее:

$$w = w_{\text{inlet}} \wedge (w_{\text{upper}} \wedge w_{\text{lower}}),$$

где \wedge обозначает оператор R-конъюнкции:

$$w_1 \wedge w_2 = w_1 + w_2 - \sqrt{w_1^2 + w_2^2}.$$

После подстановки структуры решения в уравнение в частных производных для функции тока и применения процедуры линеаризации Ньютона–Канторовича получаем итерационный алгоритм

$$v \Delta \Delta \psi_0^{k+1} -$$

$$\left(\frac{\partial \psi_0^{k+1}}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi_0^k}{\partial x} + \frac{\partial \psi_0^k}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi_0^{k+1}}{\partial x} - \frac{\partial \psi_0^{k+1}}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi_0^k}{\partial y} - \frac{\partial \psi_0^k}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi_0^{k+1}}{\partial y} \right) -$$

$$\frac{\partial \psi_0^{k+1}}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi_1}{\partial x} - \frac{\partial \psi_1}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi_0^{k+1}}{\partial x} + \frac{\partial \psi_0^{k+1}}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi_1}{\partial y} + \frac{\partial \psi_1}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi_0^{k+1}}{\partial y} +$$

$$2\Omega \frac{\partial^2 \psi_0^{k+1}}{\partial x \partial y} = -v \Delta \Delta \psi_1 + \frac{\partial \psi_1}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi_1}{\partial x} - \frac{\partial \psi_1}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi_1}{\partial y} -$$

$$\frac{\partial \psi_0^k}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi_0^k}{\partial x} + \frac{\partial \psi_0^k}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi_0^k}{\partial y} - 2\Omega \frac{\partial^2 \psi_1}{\partial x \partial y}.$$

Процесс продолжается до выполнения условия

$$\delta = \frac{\sum_{j=1}^N (c_j^{k+1} - c_j^k)^2}{\sum_{j=1}^N (c_j^{k+1})^2} \ll \varepsilon.$$

Для минимизации невязки на каждой итерации можно применить метод наименьших квадратов, сводящий исходную задачу к системе линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных коэффициентов $\{c_j\}_{j=1}^N$.

Некоторые результаты численных расчетов представлены на рис. 3 и 4. Полость гирометра имела длину 5 мм, ширину 3 мм; диаметр входного отверстия: 200 мкм; газ: воздух; максимальная скорость газового потока на входе в полость: 1 м/с. Набор из $N=15$ полиномов Чебышева был взят в качестве базисных функций $\{\chi_j\}_{j=1}^N$.

Хорошо видна линейность характеристики при угловых скоростях ниже $\Omega=1000$ рад/с (рис. 4). Полученные результаты хорошо согласуются с тестовыми данными, полученными с использованием МКЭ [4-6].

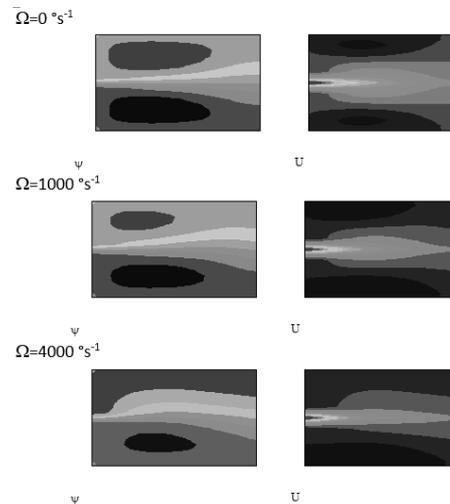


Рис. 3. Функция тока (слева) и продольная составляющая скорости газового потока (справа) при различных значениях входной угловой скорости

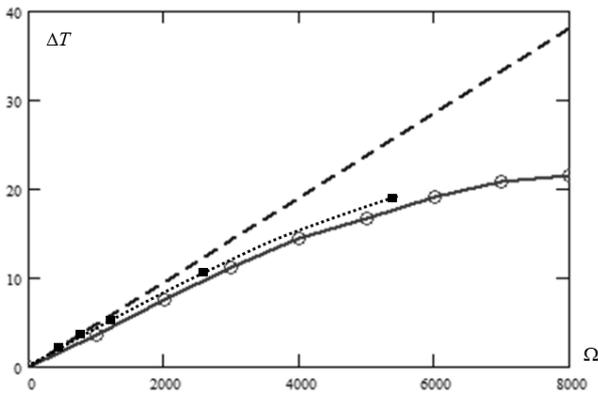


Рис. 4. Разница температур на детекторах относительно входного значения угловой скорости: численный эксперимент (белые круглые маркеры, сплошная линия); результаты моделирования МКЭ [4] (черные квадратные маркеры, точечная линия); линейная аппроксимация для малых угловых скоростей $\Omega < 100$ рад/с (пунктирная линия)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Метод расчета двумерных течений в суженных каналах произвольной формы, основанный на методе R-функций, продемонстрировал следующие преимущества: не требуется построения специальной сетки; граничные условия выполняются точно; достигается высокая точность и скорость сходимости; полуаналитическое представление дается в замкнутом виде; возможно легкое обобщение для других геометрий теплового гироскопа. Возможно также изучение нестационарных задач, в частности пульсирующих течений, и обобщение метода R-функций на решение трехмерных задач. Такие преимущества позволяют эффективно использовать предложенный подход для оптимизации конструкции и геометрии гироскопа для повышения его точности и улучшения динамических характеристик.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Liu, S. and Zhu, R., Micromachined fluid inertial sensors, *Sensors*, 2017, pp. 367–391.
- [2] Dau, V.T., Dao, D.V., Shiozawa, T., Kumagai, H., and Sugiyama, S., A single-axis thermal convective gas gyroscope, *Sensors Mater.*, 2005, vol. 8 (17), pp. 453–463.
- [3] Bahari, J., Feng, R., and Leung, A., Robust MEMS Gyroscope Based on Thermal Principles, *J. of Microelectromechanical Systems*, 2014, vol. 1(23), pp. 100–116.
- [4] Kock, G., Etude et realisation de gyrometres a detection thermique, Thèse pour obtenir le grade de docteur, L'Université de Montpellier, 2017.
- [5] Kock, G., Combette, P., Chariot, B., Giani, A., Schneider, M., and Gauthier-Blum, C., Study and realization of a fluidic thermal gyrometer, *Proc. of the Symp. on Design, Test, Integration & Packaging of MEMS/MOEMS (DTIP)*, Bordeaux, France, 2017, pp. 1–5.
- [6] Marwan, T., Kechaf, A., Giani, A., Combette, Ph., Kock, G., et al., A new gas flow gyroscope MEMS for harsh environment applications, *Proc. of the Symp. on Design, Test, Integration & Packaging of MEMS/MOEMS (DTIP)*, Paris, France, 2019, pp. 1–4.
- [7] Tsukanov, I., Shapiro, V., and Zhang, S., A meshfree method for incompressible fluid dynamics problems, *Int. J. for Numerical Methods in Engineering*, 2003, vol. 58, pp. 127-158.
- [8] Suvorova, I.G., Kravchenko, O.V., and Baranov, I.A., Mathematical and computer modeling of axisymmetric flows of an incompressible viscous fluid by the method of R-functions, *J. of Mathematical Sciences*, 2012, vol. 184 (2), pp. 165-180.
- [9] Giani, A., Combette, P., Deblonde, A., Garraud, A., Matveev, V.A., and Basarab, M.A., A highly sensitive thermal accelerometer with improved bandwidth, *Proc. of the 20th Int. Conf. on Integrated Navigation Systems*, 27-29 May, 2013, St.-Petersburg, Russia, pp. 191-198.
- [10] Basarab, M., Giani, A., Combette, Ph., and Ivanov, I., Solving the convection-diffusion problem in the horizontal cylindrical annulus by the R-function method and its application for thermal accelerometer simulation, *AIP Conf. Proc.*, 2020, vol. 2293, 030031.
- [11] Basarab, M., Giani, A., and Combette, P., Thermal accelerometer simulation by the R-functions method, *Appl. Sci.*, 2020, vol. 10, 8373.

Адаптивные алгоритмы работы кренодифференциатора на базе микромеханического инерциального блока

Д. Г. Грязин
АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор»,
Университет ИТМО,
Санкт-Петербург, Россия
Volnagd@yandex.ru

Т. В. Падерина
АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор»,
Университет ИТМО,
Санкт-Петербург, Россия
paderinata@gmail.com

Аннотация—Основная погрешность в измерении угла крена, применяемого в настоящее время судового механического маятникового кренометра, обусловлена влиянием прежде всего тангенциального ускорения, действующего в условиях качки при отстоянии места установки кренометра от центра качания объекта. В зависимости от численных значений составляющих радиуса-вектора, характеризующего отстояние места установки кренометра от центра качания объекта, а также параметров действующей качки эта погрешность может превышать истинное значение угла крена в несколько раз. В докладе предлагаются и исследуются два варианта алгоритмов работы электронного кренодифференциатора, позволяющие исключить динамические составляющие погрешностей, обусловленные действием тангенциального ускорения на качке.

Ключевые слова—электронный кренодифференциатор, тангенциальное ускорение на качке, микромеханические гироскопы и акселерометры.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время на большинстве гражданских судов в России применяется механический кренометр, построенный на базе короткопериодного маятника, основная погрешность которого обусловлена влиянием переносных ускорений, действующих в условиях качки судна при установке кренометра в рулевой рубке на некотором расстоянии от центра качания объекта. В зависимости от величины этого расстояния, а также параметров качки указанная погрешность может превышать истинное значение угла крена в несколько раз. Для уменьшения данной погрешности схему электронного кренодифференциатора предлагается построить с использованием инерциального измерительного модуля (ИИМ), содержащего триаду бюджетных микромеханических гироскопов (ММГ) и триаду микромеханических акселерометров (ММА). ММГ не подвержены влиянию тангенциального ускорения, поэтому, используя их показания и данные ММА, можно сформировать необходимые измерения, обработка которых позволяет практически полностью убрать воздействие указанного ускорения и существенно повысить точность вычисления углов качек.

В докладе приводятся результаты исследований и имитационного моделирования двух вариантов алгоритмов построения электронного кренодифференциатора. Особенностью обоих решений является необходимость предварительного определения преобладающих частот бортовой и килевой качки, для чего в частности может использоваться спектральный анализ измеряемых ММА ускорений, позволяющий определить частоты

составляющих спектра максимальной амплитуды, которые и являются искомыми частотами качек. Полученные таким образом значения частот качек далее используются при обработке информации ИИМ в соответствии с представленными ниже алгоритмами работы электронного кренодифференциатора.

II. АЛГОРИТМ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОННОГО КРЕНОДИФФЕРЕНЦИОМЕТРА, ОСНОВАННЫЙ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ

Сущность предлагаемого метода кратко формулируется следующим образом:

- с помощью блока ММГ путем интегрирования значений угловых скоростей бортовой и килевой качек вырабатываются текущие значения углов крена θ_Γ и дифферента Ψ_Γ ;
- с помощью блока ММА также вырабатываются текущие значения углов крена θ_A и дифферента Ψ_A ;
- формируются разностные измерения:
 $Z_1 = \theta_\Gamma - \theta_A = \Delta\theta_\Gamma - \Delta\theta_A$, $Z_2 = \Psi_\Gamma - \Psi_A = \Delta\Psi_\Gamma - \Delta\Psi_A$.

В этих измерениях на фоне погрешностей $\Delta\theta_\Gamma$ и $\Delta\Psi_\Gamma$, обусловленных погрешностями ММГ, содержатся составляющие погрешностей $\Delta\theta_A$, $\Delta\Psi_A$, обусловленные влиянием тангенциального ускорения $-\frac{A_\theta\omega_\theta^2\sin(\omega_\theta t + \psi_\theta)\rho_z}{g}$ и $-\frac{A_\psi\omega_\psi^2\sin(\omega_\psi t + \psi_\psi)\rho_z}{g}$, где A_θ, A_ψ — амплитуды бортовой и килевой качки, $\omega_\theta, \omega_\psi, \psi_\theta, \psi_\psi$ — частоты и фазы соответствующих колебаний, ρ_z — отстояние кренодифференциатора от центра качания объекта по оси Z , нормальной к палубе.

При решении задачи фильтрации вводятся неизвестные $A_{\theta 1} = \rho_z A_\theta / g$, $A_{\theta 2} = \rho_z B_\theta / g$, $A_{\psi 1} = \rho_z A_\psi / g$, $A_{\psi 2} = \rho_z B_\psi / g$, и тогда измерения приобретают вид:

$$Z_1 = \Delta\theta_\Gamma - (A_{\theta 1}\omega_\theta^2 \sin \omega_\theta t + A_{\theta 2}\omega_\theta^2 \cos \omega_\theta t),$$

$$Z_2 = \Delta\Psi_\Gamma - (A_{\psi 1}\omega_\psi^2 \sin \omega_\psi t + A_{\psi 2}\omega_\psi^2 \cos \omega_\psi t);$$

- в результате применения к описанной системе измерений задачи фильтрации оцениваются мгновенные значения переменных $A_{\theta 1}, A_{\theta 2}, A_{\psi 1}, A_{\psi 2}$ и формируются оценки погрешностей $\Delta\theta_A, \Delta\Psi_A$.

Модель задачи фильтрации может быть представлена в векторно-матричной форме в терминах пространства состояния [1]:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= F(t) \cdot x(t) + G(t) \cdot w(t), \\ z(t) &= H(t) \cdot x(t) + v(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $x = [\Delta\theta_\Gamma, \Delta\psi_\Gamma, \Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z, A_{\theta 1}, A_{\theta 2}, A_{\psi 1}, A_{\psi 2}]^T$ – вектор состояния системы, $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ – составляющие модели уходов ММГ,

$\Delta\dot{\omega}_j = -\alpha_1 \Delta\omega_j + \sigma_1 \sqrt{2\alpha_1} \xi_j$, α_1^{-1} – интервал корреляции, $j=x, y, z$,

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\psi}_\Gamma &= \Delta\omega_z \sin \theta + \Delta\omega_x \cos \theta + \Delta\theta_\Gamma (\omega_z \cos \theta - \omega_x \sin \theta), \\ \Delta\dot{\theta}_\Gamma &= \Delta\omega_y + \operatorname{tg}\psi (\Delta\omega_x \sin \theta - \Delta\omega_z \cos \theta) + \\ &+ \Delta\theta_\Gamma \operatorname{tg}\psi (\omega_x \cos \theta + \omega_z \sin \theta) + \\ &+ \Delta\psi_\Gamma (-\omega_z \cos \theta + \omega_x \sin \theta) / \cos^2 \psi, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – выходные сигналы блока ММГ;

$\Delta\dot{A}_i = -\alpha_2 \Delta A_i + \sigma_2 \sqrt{2\alpha_2} \xi_i$, α_2^{-1} – интервал корреляции, $i = A_{\theta 1}, A_{\theta 2}, A_{\psi 1}, A_{\psi 2}$, σ_1, σ_2 – СКО соответствующих процессов; ξ_j, ξ_i – белые шумы единичной интенсивности.

Ниже в качестве иллюстрации представлены результаты моделирования описанной выше системы при следующих условиях:

- случайные составляющие уходов, характеризующие дрейф нуля в пуске, – марковские процессы первого порядка $\sigma_1 = 20$ °/ч, $\alpha_1^{-1} = 30$ с;
- случайные составляющие погрешностей $A_{\theta 1}, A_{\theta 2}, A_{\psi 1}, A_{\psi 2}$ – марковские процессы первого порядка $\sigma_2 = 0,15$ с², $\alpha_2^{-1} = 900$ с, $\rho_z = 10$ м;
- $A_\theta = 15^\circ, A_\psi = 10^\circ, \omega_\theta = 2\pi/20$ с, $\omega_\psi = 2\pi/12$ с.

Следует отметить, что модель задачи фильтрации (1) может быть усложнена за счет учета в векторе состояния инструментальных погрешностей ММА и дополнительных составляющих дрейфа ММГ.

На рис. 1 и рис. 2 приведены погрешности выработки угла крена и дифферента для данного варианта моделирования.

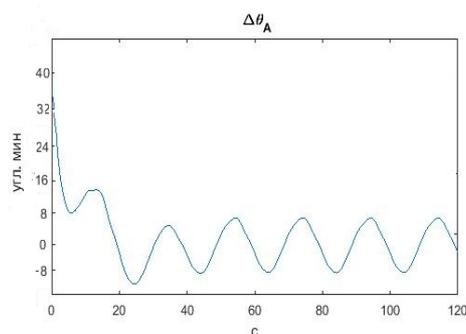


Рис. 1. Погрешность выработки угла крена при использовании в алгоритме задачи фильтрации

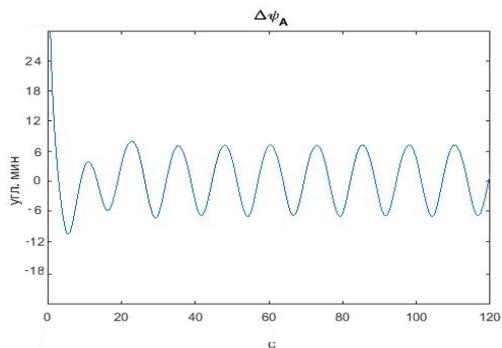


Рис. 2 Погрешность выработки угла дифферента при использовании в алгоритме задачи фильтрации

Погрешности определения углов ориентации в представленном варианте моделирования составляют (7-8) угл. мин по углам крена и (6-7) угл. мин по углам дифферента.

III. АЛГОРИТМ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОННОГО КРЕНДИФФЕРЕНТОМЕТРА, ОСНОВАННЫЙ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТАЦИОНАРНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ЗВЕНЬЕВ

В электронном кренометре реализуется алгоритм работы, приведенный на блок-схеме (рис. 3).

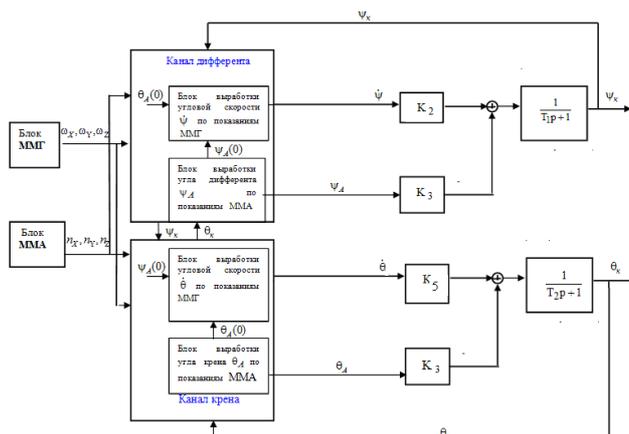


Рис. 3. Блок – схема работы кренодифферентометра

В блок схеме введены два канала: канал выработки углов крена и канал выработки углов дифферента. Каждый канал включает соответствующий блок выработки угловой скорости по показаниям ММГ и блок выработки соответствующего угла ориентации по показаниям ММА. Формирование угловой скорости бортовой $\dot{\theta}_\Gamma$ и килевой качки $\dot{\psi}_\Gamma$ по показаниям ММГ производится в соответствии:

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_\Gamma &= \omega_z \sin \theta + \omega_x \cos \theta \\ \dot{\theta}_\Gamma &= \omega_y + \operatorname{tg}\psi (\omega_x \sin \theta - \omega_z \cos \theta) \end{aligned} \quad (3)$$

а формирование углов крена θ_Λ и дифферента ψ_Λ по показаниям ММА в соответствии со следующими выражениями:

$$\theta_\Lambda = \operatorname{arctg}(n_x/n_z), \psi_\Lambda = \operatorname{arcsin}(n_y/g) \quad (4)$$

где n_x, n_y, n_z – выходные сигналы блока ММА.

Сформированные сигналы угловой скорости $\dot{\theta}_Г$ и $\dot{\psi}_Г$ (3) в каждом из своих каналов и сигналы блока выработки соответствующего угла ориентации по показаниям ММА суммируются, но перед этим указанные сигналы пропускаются через безынерционные звенья с коэффициентами усиления K , приведенными на рис. 3. Сумма полученных таким образом сигналов, пропускается через соответствующие апериодические звенья $\frac{1}{T_2 p + 1}$ и $\frac{1}{T_1 p + 1}$.

Благодаря такой схеме производится выработка углов крена и дифферента, представляющих комбинацию низкочастотной и высокочастотной составляющих, соответственно, сигналов ММА и ММГ. В результате выбора соответствующих параметров передаточных функций и коэффициентов усиления измерительной схемы, динамические звенья $\frac{1}{T_2 p + 1}$ и $\frac{1}{T_1 p + 1}$ представляют собой одно-

временно фильтры низких частот для сигналов ММА и фильтры высоких частот для сигналов ММГ [2]. В результате в полученных на выходе этих звеньев значениях углов крена θ_K и дифферента ψ_K практически полностью устраняются динамические составляющие погрешностей ММА, возникающие вследствие действия на качке тангенциальных ускорений.

Ниже в качестве иллюстрации представлены результаты моделирования описанной выше схемы при следующих условиях задания:

- случайные составляющие уходов ММГ, характеризующие дрейф нуля в пуске, – марковские процессы первого порядка $\sigma_1 = 20^\circ/\text{ч}$, $\alpha_1^{-1} = 30$ с;
- систематические составляющие уходов ММГ, характеризующие смещение нулей от пуска к пуску, – случайные величины с уровнем $12^\circ/\text{ч}$;
- систематические составляющие, характеризующие смещение нулей ММА, – случайные величины с уровнем $0,01$ м/с²;
- $A_\theta = 20^\circ$, $A_\psi = 15^\circ$, $\omega_\theta = 2\pi/15$ с, $\omega_\psi = 2\pi/10$ с, $\rho_z = 10$ м.

На рис. 4 и рис. 5 приведены погрешности выработки углов крена и дифферента для данного варианта моделирования.

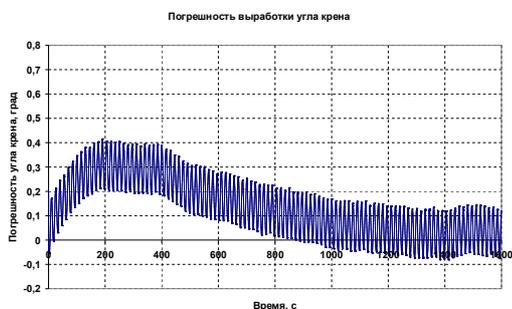


Рис. 4. Погрешность выработки угла крена при использовании в алгоритме стационарных динамических звеньев

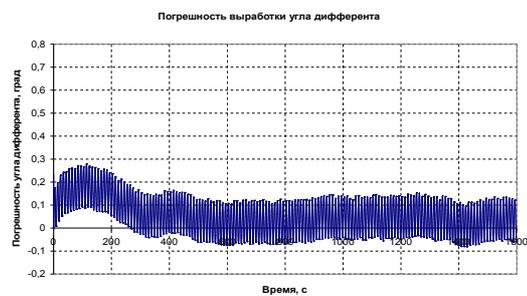


Рис. 5. Погрешность выработки угла дифферента при использовании в алгоритме стационарных динамических звеньев

Погрешности определения углов крена и дифферента для заданных условий в установившемся режиме составляют (7-10) угл. мин и (6-9) угл. мин по углам крена и дифферента соответственно.

Следует отметить, что важнейшим условием реализации схемы (рис. 3) является равенство следующих параметров: $K_3 = 1$, $\frac{K_5}{K_3} = T_2$, $\frac{K_2}{K_3} = T_1$. Диапазоны периодов углов крена и дифферента разбиваются на два поддиапазона и для каждого из них определяются соответствующие значения постоянных времени и коэффициентов усиления динамических звеньев представленной схемы (рис. 3).

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. В докладе предложена схема электронного кренодифференциатора, основанная на применении инерциального измерительного модуля, включающего триаду микромеханических гироскопов и триаду макромеханических акселерометров класса customs.

2. Сравнение двух разработанных и рассмотренных в докладе алгоритмов работы электронного кренодифференциатора показало, что погрешности определения углов ориентации при реализации обоих алгоритмов работы имеют близкие значения, составляющие (7-10) угл. мин по углам крена и (6-9) угл. мин по углам дифферента.

3. Представляется, что алгоритм работы кренодифференциатора, основанный на применении стационарных динамических звеньев, является более предпочтительным, поскольку в отличие от алгоритма с использованием задачи фильтрации является более простым и удобным при реализации.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Анучин О.Н., Емельянцева Г.И., Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. Санкт-Петербург: ЦНИИ «Электронприбор», 2003.
- [2] Челдышов Б.А. Устройство для определения углов крена и дифферента подвижных объектов. Патент RU 2486098. Опубликовано: 27.06.2013 Бюл. № 18.

Компактные блоки чувствительных элементов БЧЭ200 и БЧЭ400 на базе ВОГ с применением МЭМС-акселерометров: разработка и исследование характеристик

Ю.Н. Коркишко, В.А. Федоров, С.В. Прилуцкий, Д.В. Обухович, В.Е. Прилуцкий, В.Г. Пономарев, И.В. Федоров, А.И. Зуев, В.К. Варнаков, С.М. Кострицкий, И.В. Морев
ООО НПК «Оптолинк», Москва, Россия, opto@optolink.ru

Аннотация—В настоящее время интерферометрические волоконно-оптические гироскопы (ВОГ) широко используются в бесплатформенных ИНС и в широком спектре приложений заменили своего основного конкурента и предшественника – кольцевые лазерные гироскопы (КЛГ). Чтобы охватить новый спектр перспективных приложений с потребностью в недорогих и компактных, но точных инерциальных датчиках, в НПК «Оптолинк» были разработаны новые продукты: компактные инерциальные измерительные блоки БЧЭ200 и БЧЭ400. Целью данной работы была разработка пилотных устройств БЧЭ200 и оценка характеристик БЧЭ200 и БЧЭ400 с помощью прямых измерений, а также с помощью методов моделирования БИНС. Габаритно-массовые характеристики (ГМХ) БЧЭ200: $75 \times 75 \times 60$ мм, $< 0,5$ кг, $1/3$ л, ≤ 6 Вт. Основные параметры гироскопов и акселерометров БЧЭ200: случайное блуждание угла (ARW) = $0,015^\circ/\sqrt{\text{час}}$, нестабильность нуля (НН) = $0,02^\circ/\text{час}$; случайное блуждание скорости (VRW) = $40 \text{ мкг}/\sqrt{\text{Гц}}$, НН = 6 мкг . Для БЧЭ400, разработанного до БЧЭ200, ГМХ следующие: $80 \times 95 \times 62$ мм, $< 0,7$ кг, $1/2$ л, ≤ 7 Вт. Основные точностные параметры БЧЭ400: случайное блуждание угла = $0,007^\circ/\sqrt{\text{час}}$, НН = $0,01^\circ/\text{час}$; случайное блуждание скорости = $40 \text{ мкг}/\sqrt{\text{Гц}}$, НН = 6 мкг . Ожидаемые точности БИНС (макс.): для БЧЭ200 точность определения курса $0,4^\circ \times \text{sec}(\varphi)$, для БЧЭ400 $\sim 0,2^\circ \times \text{sec}(\varphi)$ (1с, 10 мин).

Ключевые слова—волоконно-оптический гироскоп, блок чувствительных элементов, компактный, инерциальный измерительный блок, МЭМС-акселерометр, миниатюрный.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС) широко используются интерферометрические волоконно-оптические гироскопы (ВОГ). В замкнутой конфигурации ВОГ обратная связь (ОС) поддерживает нулевой сигнал, компенсируя фазовый сдвиг Саньяка дополнительным встречным сдвигом, это значение сдвига используется для быстрого расчета угловой скорости [1–4]. Благодаря присущему низкому уровню случайного шума и масштабируемости технология ВОГ является уникальной, способной удовлетворить требования приложений, требующих высоких точностей в сочетании с низкой стоимостью и малыми габаритно-массовыми характеристиками (ГМХ) [1, 4].

В НПК «Оптолинк» разработаны и выпускаются одноосные ВОГ ОИУС5000, ОИУС2000, ОИУС1000, ОИУС501 и ОИУС200 с различной длиной и диаметром волоконных катушек, а также трехосные ВОГ ТИУС500 и блоки чувствительных элементов (БЧЭ) БЧЭ400С,

БЧЭ500, БЧЭ501, БЧЭ1000 [5] и БЧЭ5000 [6] на основе трех каналов ВОГ и трех прецизионных кварцевых маятниковых акселерометров. Выпускаются космические трехосные гироскопы ВОБИС, данные приборы успешно работают на спутниках ГСО [7].

II. КОНСТРУКЦИЯ И СХЕМА БЧЭ200 И БЧЭ400

Последними разработками НПК «Оптолинк» являются компактные инерциальные измерительные блоки БЧЭ200 и БЧЭ400. Целью настоящей работы была разработка пилотных устройств БЧЭ200 и оценка характеристик БЧЭ200 и БЧЭ400 с помощью прямых измерений, а также с помощью моделирования работы БИНС – косвенного, но репрезентативного способа оценки характеристик БЧЭ.

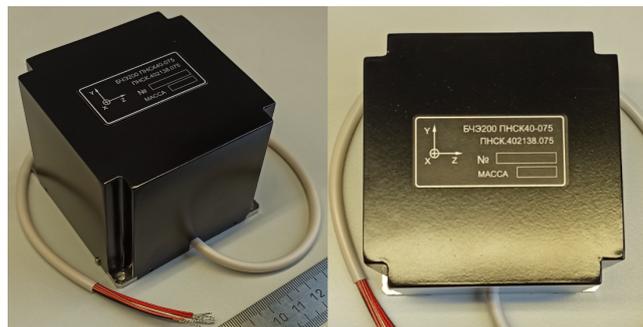


Рис. 1. Внешний вид БЧЭ200

ГМХ БЧЭ200 (рис. 1): $75 \times 75 \times 60$ мм, $< 0,5$ кг, $1/3$ л, ≤ 6 Вт. В БЧЭ традиционная круглая форма катушек, а его корпус полностью изготовлен из магнитомягкого материала. ВОГ реализуются от одного источника света. Для уменьшения размера кварцевые маятниковые акселерометры заменены на МЭМС, БЧЭ имеет два трехосных МЭМС-акселерометра (АКС), всего 6 каналов. Ускорение по каждой оси определяет из 2 низкошумных сигналов, и, хотя температурная компенсация масштабных коэффициентов и смещений выполняется как единое целое, поправки на рассогласование выполняются отдельно для каждой из 2 триад перед совместной обработкой. Данная обработка сигналов в каждом канале позволяет взаимно компенсировать нестабильности дрейфов и масштабных коэффициентов, а также температурные зависимости, при этом разнесения центров масс каналов не превышают 5 мм.

ГМХ БЧЭ400 (рис. 2): $80 \times 95 \times 62$ мм, $< 0,7$ кг, $1/2$ л, ≤ 7 Вт. Схема ВОГ работает от единого источника света, форма катушек прямоугольная со скругленными углами.

Для обоих приборов БЧЭ200 и БЧЭ400 доступны версии ТИУС, без акселерометров в составе прибора.

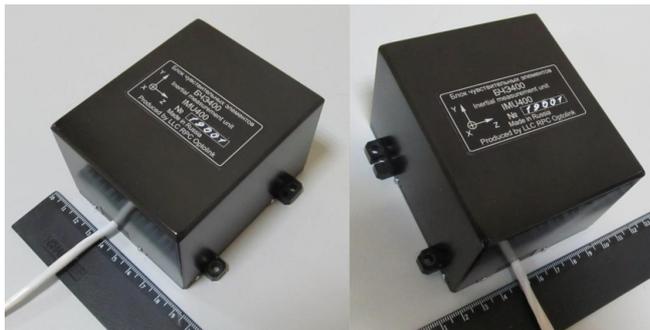


Рис. 2. Внешний вид БЧЭ400

БЧЭ400 имеет в составе 3 физические триады МЭМС-акселерометров с 6 низкошумными (и составляющими 2 рабочие триады) и 3 менее точными каналами ускорения, пренебрегаемыми. Значение ускорения по каждой оси в результате обработки образуются из 2 сигналов от разных физических триад. Разнесения центров масс каналов не превышает 10 мм.

III. ХАРАКТЕРИСТИКИ БЧЭ

Пилотные БЧЭ200 имеют характеристики: ВОГ – ARW 0,015 $^{\circ}/\sqrt{\text{час}}$, нестабильность нуля (НН) 0,02 $^{\circ}/\text{час}$, нестабильность от запуска к запуску 0,03 $^{\circ}/\text{час}$, ошибка МК 100 ppm; Каналы акселерометров аналогичны БЧЭ400, характеристики указаны ниже.

Характеристики серийных БЧЭ400 (более 100 приборов поставлено): ВОГ – ARW 0,007 $^{\circ}/\sqrt{\text{час}}$, НН 0,01 $^{\circ}/\text{час}$, от запуска к запуску 0,02 $^{\circ}/\text{час}$, ошибка МК 100 ppm; Акселерометры – VRW 40 мкг/ $\sqrt{\text{Гц}}$, НН 6 мкг, от запуска к запуску 20 мкг, ошибка МК 150 ppm.

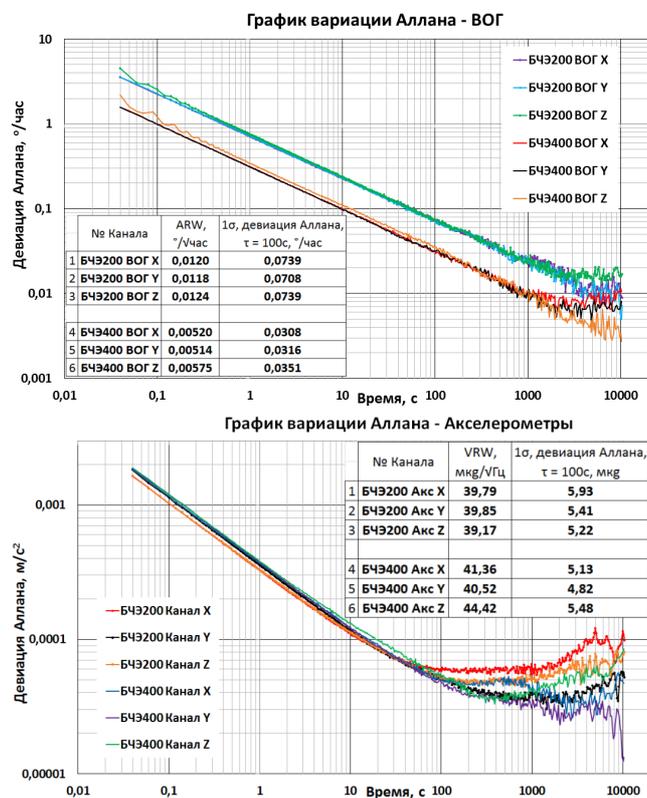


Рис. 3. Графики вариации Аллана для БЧЭ200 и БЧЭ400

Графики вариации Аллана пилотных БЧЭ200 и серийных БЧЭ400 показаны на рис. 3. БЧЭ400 имеет по ВОГ уровень шума (ARW) в 2 раза меньше, чем БЧЭ200, результаты для акселерометра не отличаются из-за идентичных каналов и используемой схемы. Температурные дрейфы нулей каналов ВОГ и акселерометров БЧЭ200 показаны на рис. 4. Графики по ВОГ для БЧЭ400 показаны на рис. 5. Благодаря традиционной конструкции волоконной катушки БЧЭ200 обладает более стабильным температурным профилем смещения нуля ВОГ и зависимостями масштабного коэффициента по сравнению с БЧЭ400. Графики дрейфов ВОГ, показанные на рис. 4, показывают, что БЧЭ200 может успешно соответствовать стандартным результатам БЧЭ400 [9] с СКО < 0,1 $^{\circ}/\text{час}$ в рабочем диапазоне температур. Лучшие катушки БЧЭ400 дают результаты СКО < 0,04 $^{\circ}/\text{час}$.

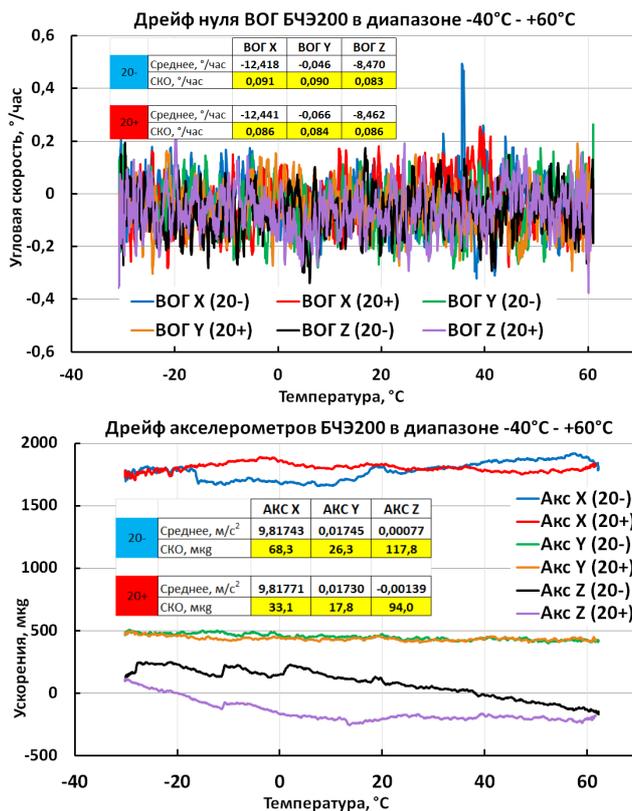


Рис. 4. Графики дрейфов нулей ВОГ и АКС БЧЭ200 в диапазоне температур -40°C – +60°C с постоянной скоростью изменения температур +20°C/час (20+) и -20°C/час (20-). Абс. значения смещены

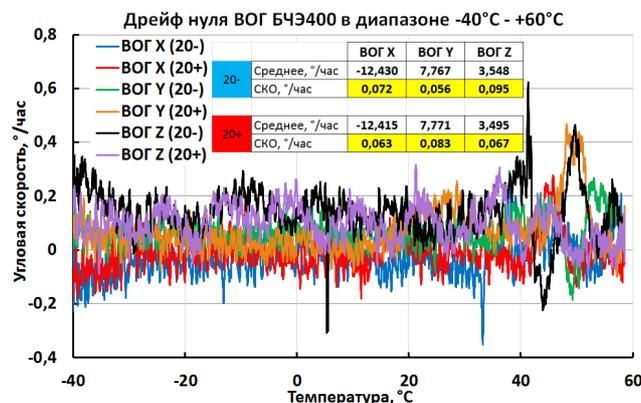


Рис. 5. Графики дрейфов нулей ВОГ БЧЭ400 в диапазоне температур 40°C – +60°C с постоянной скоростью изменения температуры +20°C/час (20+) и -20°C/час (20-). Абсолютные значения смещены

Для удобства читателя данные температурных испытаний представлены на графике в единой шкале величин. Для этого, показания ВОГ и АКС были смещены на константы: $-12,4, 0, -8,4$ °/час для ВОГ X, Y, Z соответственно и $9,8, 0,013$ м/с² для АКС X, Y на рис. 4; $-12,4, 7,7, 3,4$ °/час для гироскопов X, Y, Z на рис. 5. Несмещенные данные средних значений/СКО поканально представлены на вставках на рис. 4, 5.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕСТОВ ПО МОДЕЛИРОВАНИЮ БИНС

В НПК «Оптолинк» БИНС проходят испытания для подтверждения уровней точности [8]. Ключевой параметр БИНС – точность начальной выставки гироскомпасированием. Каждая БИНС несколько раз проходит серию тестов на 4-х и более румбах. Данный тест в дополнение к шумовой составляющей датчика (СКО рыскания по отношению к его среднему значению) показывает средние ошибки курса для каждого направления. Данные ошибки в основном вызваны систематиками ВОГ и их стабильностью во времени [9].

Точностные характеристики БЧЭ при прецизионной калибровке проверяются с использованием того же подхода при помощи программного обеспечения для моделирования работы БИНС. Статистика выставок показывает СКО по курсу $0,5^\circ$ для БЧЭ200 и $0,3^\circ$ для БЧЭ400 (широта $\varphi=56^\circ$ с.ш., рис. 6 и 7 соответственно). Минимально достижимое обусловленное шумом СКО по курсу $-0,2^\circ \times \sec(\varphi)$ для БЧЭ200, $0,1^\circ \times \sec(\varphi)$ для БЧЭ400.

Курс, °	1	2	3	4	5	6	Среднее курса, °	Дисперсия ошибок, °	СКО ошибки курса, °
0	-0,374	0,300	0,279	0,388	0,077	0,108	0,1296	0,0793	0,282
90	89,315	89,669	89,358	90,038	89,444	89,343	89,5277	0,2889	0,537
180	179,961	179,503	180,123	179,465	179,766	179,861	179,7797	0,1042	0,323
270	270,489	271,323	270,342	270,973	270,405	270,703	270,7061	0,6189	0,787
0	0,834	0,481	0,181	0,006	-0,226	0,731	0,2560	0,1957	0,442

Смещ. нуля, °/час			Общ. дисп.	Общее СКО	
X	Y	Z			
тест1	-0,071	-0,026	-0,052	0,3019	0,549
тест2	-0,029	-0,036	-0,047		

Румб					Среднее	
0°	90°	180°	270°	0°		
СКО (отн. среднего), °	0,274	0,281	0,258	0,380	0,386	0,316

Рис. 6. Статистика нач.выставок БЧЭ200 (гироскомпасирование 10 мин), 4 румба. Общее СКО = $0,549^\circ$ (широта Москвы $55,97^\circ$). Обусловленная шумом ошибка $0,316^\circ \sim 0,2^\circ \times \sec(\varphi)$. Указаны ошибки систематики ВОГ

Курс, °	1	2	3	4	5	6	Среднее курса, °	Дисперсия ошибок, °	СКО ошибки курса, °
0	0,195	0,034	0,380	0,002	0,098	0,279	0,1647	0,0452	0,212
90	90,339	90,513	90,541	90,276	90,051	90,398	90,3531	0,1514	0,389
180	179,857	179,605	179,770	179,926	179,778	179,731	179,7779	0,0594	0,244
270	269,555	269,798	269,531	269,476	269,569	269,804	269,6221	0,1597	0,400
0	0,011	-0,192	-0,278	-0,023	0,145	0,115	-0,0226	0,0211	0,145

Смещ. нуля, °/час			Общ. дисп.	Общее СКО	
X	Y	Z			
тест1	0,028	0,054	-0,019	0,0979	0,313
тест2	0,036	0,040	0,008		

Румб					Среднее	
0°	90°	180°	270°	0°		
СКО (отн. среднего), °	0,147	0,179	0,110	0,142	0,153	0,146

Рис. 7. Статистика нач.выставок БЧЭ400 (гироскомпасирование 10 мин), 4 румба. Общее СКО = $0,313^\circ$ (широта Москвы $55,97^\circ$). Обусловленная шумом ошибка $0,146^\circ \sim 0,1^\circ \times \sec(\varphi)$. Указаны ошибки систематики ВОГ

Изменение систематики ВОГ от теста к тесту составило $0,043$ °/час и $0,027$ °/час для БЧЭ200 и БЧЭ400 соответственно.

После точного учета систематики ВОГ БЧЭ200 в тесте на 4 румбах демонстрирует дрейф координат 8 морских миль за 5 часов в инерциальном некорректируемом режиме при 30-минутной выставке гироскомпасированием (рис. 8, 9). Восточная и северная ошибки по скорости достигают $2,7$ м/с и 5 м/с.

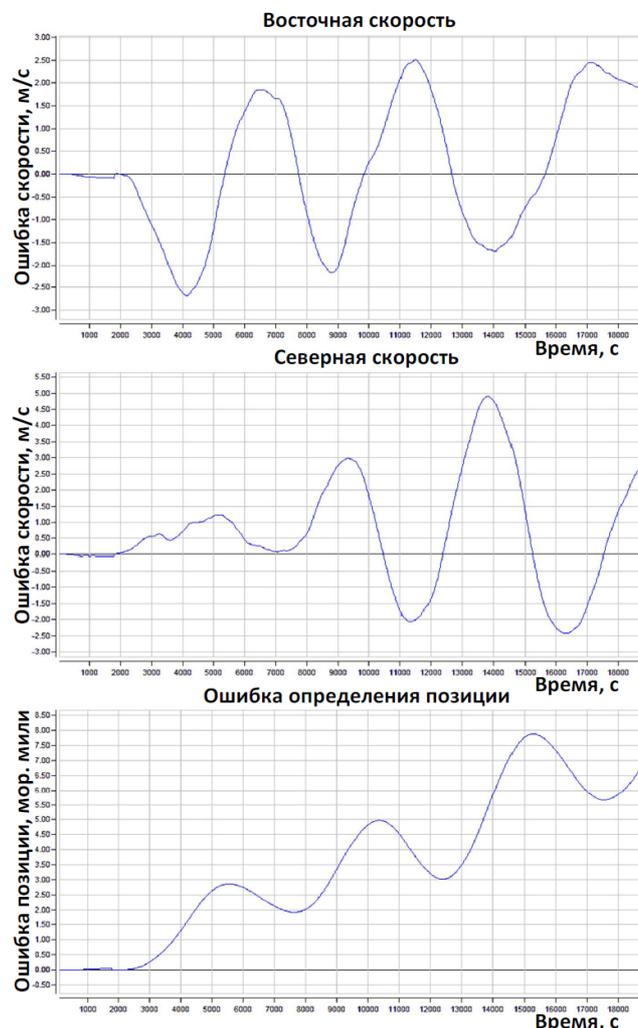


Рис. 8. Уход БЧЭ200 в инерциальном режиме (статика), 5 часов, без коррекции, гироскомпасирование 30мин., 4 румба

В то же время после точного учета систематики ВОГ БЧЭ400 в тесте на 4 румбах демонстрирует дрейф координат 5 морских миль за 8 часов в инерциальном некорректируемом режиме при 20-минутной выставке гироскомпасированием (рис. 9). Восточная и северная ошибки по скорости достигают 2 м/с и 4 м/с.

В дополнение к моделированию БИНС на основе данных БЧЭ400 в статике во времени на рис. 10 представлены реальные навигационные данные БЧЭ. Данные БЧЭ были записаны в ходе поездок на автомобиле. Для каждого теста запись БЧЭ начинается с 10 мин статики, необходимой для начальной выставки, затем начинается движение. Поскольку БЧЭ – единственное устройство в тестах, коррекция и комплексирование данных не проводились. Данные сигнала ГНСС для построения истинной траектории (синие графики на рис. 10) записаны до тестов БЧЭ, поскольку используемые для проведения тестов маршруты фиксированы.

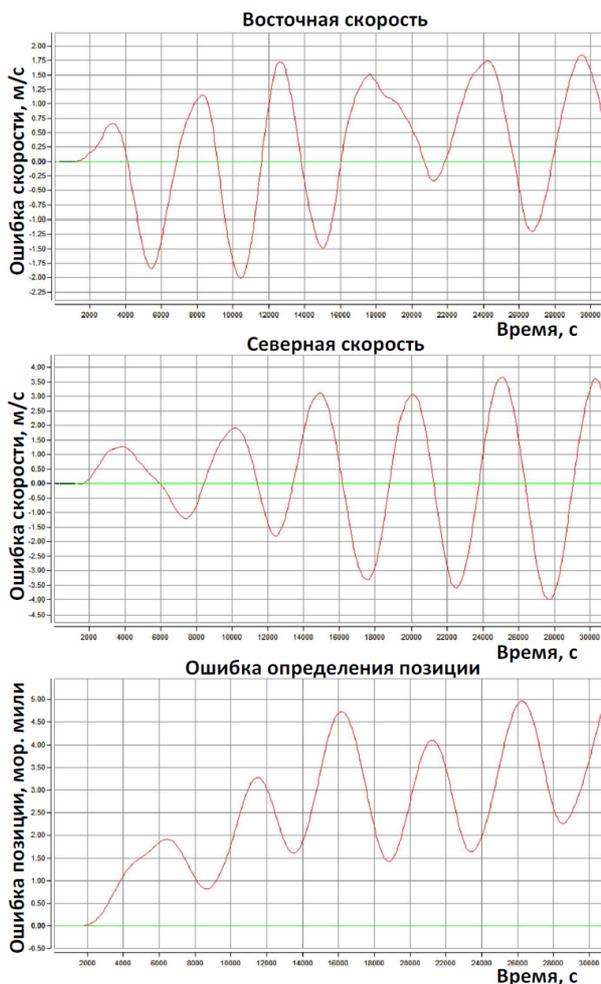


Рис. 9. Уход БЧЭ400 в инерциальном режиме (статика), 8 часов, без коррекции, гирокомпасирование 20 мин, 4 румба

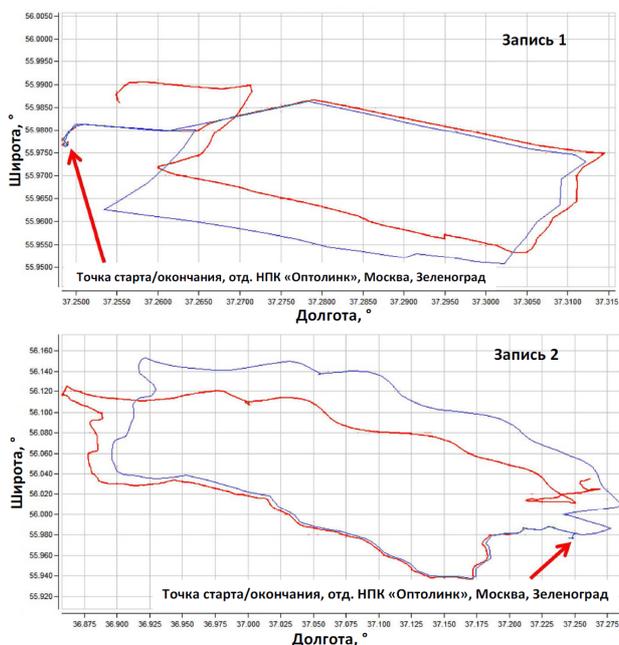


Рис. 10. Результаты уходов БЧЭ400 по координатам в инерциальном режиме с коррекцией по нулевой скорости (ZUPT), 2 записи: ~30 км (1 км ошибка), ~110 км (10 км ошибка). Зеленая линия – результат постобработки данных БЧЭ, синяя линия – истинная траектория (GPS)

Единственной коррекцией, которая была использована при постобработке данных БЧЭ400 в поездках, была коррекция по нулевой скорости (ZUPT) и фильтрация Калмана во время ZUPT. На рис. 10 показаны траектории, построенные по двум записям данных БЧЭ400. Первая запись – путь 30 км, 30 минут движения автомобиля. Вторая запись – путь 110 км, 100 минут движения автомобиля. На основании представленных графиков результаты уходов БЧЭ400 в навигации – ошибка позиции ~1 км для 1-го трека, ошибка ~10 км для 2-го трека. Данные результаты несопоставимо лучше в сравнении с любыми МЭМС или ВОГ с открытым контуром ОС для той же задачи. Указанные типы приборов, как правило, даже не измеряются в некорректируемом инерциальном режиме.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены характеристики БЧЭ200 и БЧЭ400, а также результаты испытаний данных приборов. Полученные данные позволяют рассматривать БЧЭ200 и БЧЭ400 как приборы тактического и околонавигационного класса точности. БЧЭ хорошо подходят для различных задач, в частности для аэронавигации и БПЛА. Случайное блуждание угла БЧЭ400 составляет $ARW \sim 0,007^\circ/\sqrt{\text{час}}$, в то время как для БЧЭ200 в 2 раза выше: $ARW \sim 0,015^\circ/\sqrt{\text{час}}$.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lefevre, H.C., The Fiber-Optic Gyroscope, Second Edition, Boston, Artech House, 2014.
- [2] Burns, W.K., Ed., Optical Fiber Rotation Sensing, Boston, Academic Press, 1994.
- [3] Udd, E. and Digonnet, M., Eds., Design and Development of Fiber Optic Gyroscopes, Bellingham, Washington, SPIE Press, 2019.
- [4] Lefevre, H.C., The fiber-optic gyroscope: Achievement and perspective, Gyroscopy and Navigation, 2012, vol.3, pp.223–226.
- [5] Korkishko, Yu.N., Fedorov, V.A., Prilutskii, V.E., Ponomarev, V.G., Morev, I.V., Kostritskii, S.M., Zuev, A.I., Varnakov, V.K., Interferometric closed loop fiber optical gyroscopes for commercial and space applications, Proc.SPIE, 2012, vol. 8421, OFS2012 22nd International Conference on Optical Fiber Sensors, 842107.
- [6] Korkishko, Yu.N., Fedorov, V.A., Prilutskiy, V.E., Ponomarev, V.G., Fedorov, I.V., Kostritskii, S.M., Morev, I.V., Obuhovich, D.V., Prilutskiy, S.V., Zuev, A.I., Varnakov, V.K., High-precision inertial measurement unit IMU-5000, Proc. 2018 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems, pp.111–114 (doi: 10.1109/ISISS.2018.8358121)
- [7] Korkishko, Yu.N., Fedorov, V.A., Prilutskiy, V.E., Ponomarev, V.G., Morev, I.V., Morev, A.I., Obuhovich, D.V., Kostritskii, S.M., Zuev, A.I., Varnakov, V.K., Belashenko, A.V., Yakimov, E.N., Titov, G.V., Ovchinnikov, A.V., Abdul'minov, I.B., Latyntsev, S.V., Space grade fiber optic gyroscope: R&D results and flight tests, Proc. 2016 DGON Inertial Sensors and Systems (ISS), Karlsruhe, Germany, 20–21 September 2016, pp.21.1–21.19 (doi: 10.1109/InertialSensors.2016.7745682).
- [8] Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарев В.Г., Морев И.В., Скрипников С.Ф., Хмелевская М.И., Буравлев А.С., Кострицкий С.М., Федоров И.В., Зуев А.И., Варнаков В.К. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов // Гироскопия и навигация. 2014. №1 (84). С. 14–25 (doi: 10.1134/S2075108714040154).
- [9] Korkishko, Yu.N., Fedorov, V.A., Prilutskii, V.E., Ponomarev, V.G., Prilutskiy, S.V., Obuhovich, D.V., Fedorov, I.V., Zuev, A.I., Varnakov, V.K., Kostritskii, S.M., Morev, I.V., Ultra-compact navigation-grade Inertial Measurement Unit IMU400, Proc. 2020 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (doi: 10.1109/INERTIAL48129.2020.9090072).

Исследование возможности построения датчика угла крена на базе кориолисовых вибрационных гироскопов

А.В. Каликанов

Кафедра приборов управления,
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
г. Тула, Российская Федерация
пр-т Ленина, 92,
kalikanov.aleksei@mail.ru

В.В. Лихошерст

Кафедра приборов управления,
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
г. Тула, Российская Федерация
пр-т Ленина, 92, lvv_01@inbox.ru

В.Я. Распопов

Кафедра приборов управления,
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
г. Тула, Российская Федерация
пр-т Ленина, 92, tgrpu@yandex.ru

М.Г. Погорелов

Кафедра приборов управления,
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
г. Тула, Российская Федерация
пр-т Ленина, 92, tgrpu@yandex.ru

В.В. Матвеев

Кафедра приборов управления,
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
г. Тула, Российская Федерация
пр-т Ленина, 92, matweew.valery@yandex.ru

Аннотация—Дается оценка возможности построения датчика угла крена для управления малогабаритным беспилотным летательным аппаратом. Приведены результаты испытаний при воздействии температурных возмущений; также обсуждаются результаты исследования на виброустойчивость и вибропрочность отечественных КВГ, изготовленных по технологии микроэлектроники, и КВГ с цилиндрическим металлическим резонатором, изготовленным на станках с числовым программным управлением.

Ключевые слова—кориолисовые вибрационные гироскопы, волновой твердотельный гироскоп, микромеханический гироскоп, вариации Аллана, стендовые испытания, сравнительный обзор.

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшей составляющей малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МБПЛА) является бортовая аппаратура управления, в состав которой входят гироскопические приборы.

В настоящее время существует задача построения гироскопического датчика угла крена, который должен удовлетворять целому ряду технических требований, наиболее существенными из которых являются точность, ограничение по массе и габаритам, потребляемая мощность, минимизация количества подвижных узлов. [1]. Данным требованиям удовлетворяют кориолисовые вибрационные гироскопы (КВГ), выполненные по кремниевой технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС) либо высокоточной обработкой металла или кварцевого стекла.

Конструктивно КВГ представляют собой класс вибрационных гироскопов, которые в своей конструкции содержат материальный объект (резонатор), который совершает быстрые периодические движения и вследствие этого становится чувствительным к вращению в инерциальном пространстве [2]. Следуя стандарту IEEE 1431-2004 Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros [3], материальным объектом, носителем быстрых периодических движений могут быть вибрирующие пластины (vibrating plates), вибрирующие балки (vibrating beams), вибрирующие оболочки (vibrating shell), камертоны (tuning fork).

I. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Так как все КВГ представляют собой датчики угловой скорости (ДУС), то для построения датчика угла крена (ДУК) на их основе необходимо осуществлять процедуру интегрирования измеренной угловой скорости [4]:

$$\gamma = \int \Omega dt,$$

где γ – угол крена; Ω – угловая скорость беспилотного летательного аппарата.

Известно, что большинство МБПЛА работают в сложных условиях: вибрация, перегрузка, температурные воздействия. Поэтому основная задача исследования – показать возможности построения датчика угла крена на базе отечественных КВГ для МБПЛА при воздействии различных возмущающих факторов.

II. УСЛОВИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

В качестве образцов для исследования использовали:

- волновой твердотельный гироскоп, использующийся для измерения угловой скорости и в дальнейшем называемый (ВТГ ДУС) с металлическим резонатором (рис. 1), разрабатываемый на кафедре приборов управления Тульского государственного университета (г. Тула) совместно с Мичуринским заводом «Прогресс». Теория его работы и технические параметры описаны в многочисленной литературе [5, 6];
- серийно выпускаемый образец модуля инерциального ГКВ-10 и экспериментальный образец датчика угловой скорости ДУС 201МСУ1У, разработанный ООО «Лаборатория микроприборов» (г. Зеленоград) совместно с Московским институтом электронной техники (МИЭТ).

Чувствительный элемент ДУС 201МСУ1У-1А (рис. 2, а) представляет собой кольцевой кремниевый резонатор [6]. Модуль ГКВ-10 (рис. 2, б) состоит из триады МЭМС-датчиков угловой скорости, триады МЭМС-акселерометров, триады магнитометров, вычислителя и необходимой периферии. В рамках данной статьи анализируются характеристики только датчиков угловой

скорости модуля ГKB-10. Технические характеристики объектов исследования приведены в работе [7].



Рис. 1. Внешний вид волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором (чувствительный элемент)

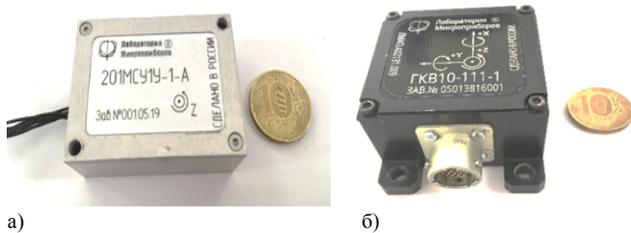


Рис. 2. Внешний вид микромеханических гироскопов: а) ДУС 201МСУУ-1А; б) ГKB-10

Данные приборы подвергались воздействию температурных возмущений в диапазоне от минус 40°C до плюс 60°C, а также исследованию на виброустойчивость и вибропрочность. Дополнительно была проведена оценка точностных характеристик методом вариаций Аллана.

Для оценки выходного сигнала в рабочем диапазоне температур от минус 40 °С до плюс 60 °С прибор устанавливался на плиту одноосного стенда, совмещенного с климатической камерой. Выдержка на заданном температурном режиме осуществлялась в течение 40-50 мин, затем датчик включался, выдерживался не более 120 с, после этого осуществлялось вращение с шагом 25°/с, с угловым ускорением 200°/с², с выдержкой на каждой угловой скорости не менее 10 с. Для каждого прибора задавался следующий диапазон угловых скоростей (соответствующий максимальному диапазону):

- ВТГ ДУС ± 500°/с;
- ДУС 201МСУУ-1А ± 300°/с;
- ГKB-10 ± 900°/с.

Запись выходного сигнала осуществлялась на персональный компьютер (ПК).

Учитывая тот фактор, что ГKB-10 и ДУС 201МСУУ-1А выполнены по технологии МЭМС, включающей наличие подвижных частей, для исключения возможности повреждения датчика в исследовании на виброустойчивость и вибропрочность участвовал только образец ВТГ ДУС. Диапазон частот выбирался исходя из характерных для эксплуатации гироскопической техники на борту динамических объектов (10...2000 Гц). Амплитуды вибрационного воздействия – 1...15 g. Испытания по воздействию синусоидальной вибрации в указанном диапазоне при скорости изменения частоты воздействия проводились с шагом октава в минуту. В процессе испытания осуществлено по десять ударов относительно измерительной оси.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА

По записям выходных сигналов приборов на ПК в течение одного часа была выполнена оценка среднеквадратичного отклонения. По этому же массиву данных построены отклонения Аллана (рис. 3), по которым определены характеристики точности случайный дрейф нулевого сигнала и случайное блуждание угла (табл. 1).

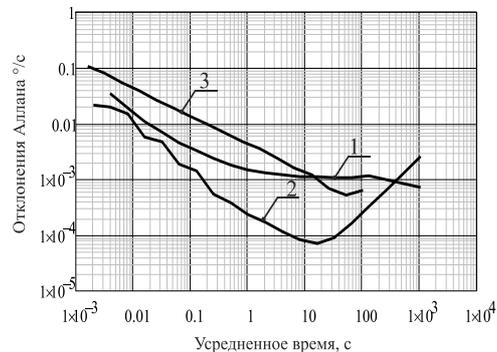


Рис. 3. Отклонение Аллана при нормальных климатических условиях ГKB-10 (1), ВТГ ДУС (2), ДУС 201МСУУ-1А (3)

ТАБЛИЦА 1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОЧНОСТИ

Параметр, наименование	Исследуемый образец		
	ГKB-10	ДУС 201МСУУ-1А	ВТГ ДУС
Нестабильность нуля °/ч	±4,53	±1,91	±0,25
Случайное блуждание угла, °/√ч	0,11	0,28	0,01
СКО шума, °/с	0,30	0,11	0,02

Так как датчики имеют различные диапазоны измеряемой угловой скорости, для более достоверного сопоставления полученных результатов при оценке воздействия температурных возмущений в диапазоне заданных температур выполнялась линейная аппроксимация вида

$$K \cdot \omega_{изм} + B,$$

где K – коэффициент передачи, отношение измеренной угловой скорости к заданной на стенде, т.е. определяет отклонение коэффициента передачи ДУС от идеального его значения (в случае $K = 1$ измеренная угловая скорость совпадает с заданной); B – смещение нуля; $\omega_{изм}$ – угловая скорость, измеряемая датчиком (угловая скорость бралась для фиксированных скоростей вращения в диапазоне их изменения)

На рис. 4 приведены графики зависимости коэффициента передачи от температуры и графики смещения нуля от температуры для исследуемых датчиков.

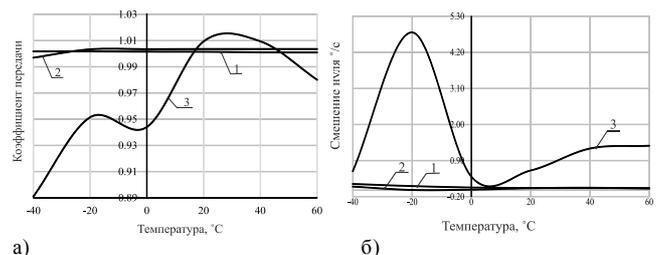


Рис. 4. Зависимость коэффициента передачи (а) и смещения нуля (б) от температуры: ГKB-10 (1), ВТГ ДУС (2), ДУС 201МСУУ-1А (3)

Установлено, что коэффициент передачи ВТГ ДУС и ГКВ-10 практически равен единице во всем диапазоне заданных температур и скоростей вращения стэнда. Значительно хуже себя показал образец ДУС 201МСУ1У-1А (рис. 4, а). После проведения испытаний было установлено, что в образце 201МСУ1У-1А некорректно работал датчик температуры. Оценка нелинейности выходного сигнала в диапазоне температур проводилась по зависимости

$$k = \frac{\Delta\omega_{\max}}{\omega_{\max}} \cdot 100,$$

где $\Delta\omega_{\max}$ – максимальное значение отклонения угловой скорости, вычисленное по уравнению аппроксимирующей линии, от заданной на стэнде;

ω_{\max} – максимальное значение измеряемой угловой скорости (для рассматриваемого датчика).

В табл. 2 приведены результаты оценки нелинейности выходного сигнала для исследуемых датчиков.

ТАБЛИЦА 2. Оценка нелинейности выходного сигнала ИССЛЕДУЕМЫХ ДАТЧИКОВ

Параметр, наименование	Исследуемый образец		
	ГКВ-10	ДУС 201МСУ1У-1А	ВТГ ДУС
Нелинейность выходного сигнала, %	0,20	11,30	0,37

Можно отметить, что нелинейность выходных сигналов в заданном диапазоне температур у образцов ВТГ-ДУС и ГКВ-10 близка друг к другу (табл. 2).

Исследование на виброустойчивость и вибропрочность ВТГ ДУС с металлическим цилиндрическим резонатором показало, что амплитуда ударного воздействия в направлении измерительной оси при сохранении ВТГ ДУС измерительных свойств составляет не более 45g при длительности 2 мс. Выходной сигнал ВТГ ДУС при воздействии удара с указанной амплитудой в направлении оси чувствительности показан на рис. 5.

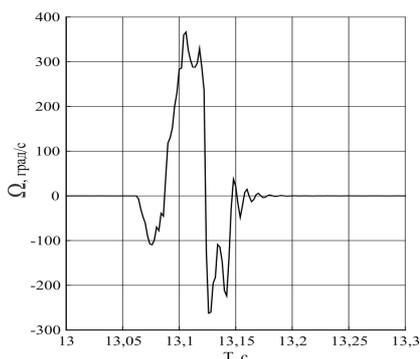


Рис. 5. Выходной сигнал ВТГ ДУС при действии удара свыше 45g и длительностью 2мс в направлении оси чувствительности

Вид выходного сигнала при воздействии удара с указанной амплитудой перпендикулярно оси чувствительности показан на рис. 6.

Следует отметить, что срыва в работе контура поддержания колебаний не выявлено, характер изменения выходного сигнала до и после ударного воздействия идентичный (сигнал возвращается к исходному виду).

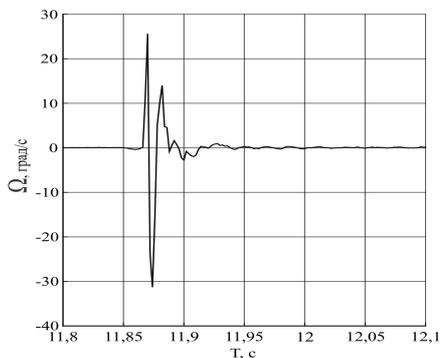


Рис. 6. Выходной сигнал ВТГ-ДУС при действии удара свыше 45g и длительностью 2 мс перпендикулярно оси чувствительности

При проведении испытаний на виброустойчивость были выявлены частоты, на которых не нарушается устойчивость контура управления резонатором, но при этом измерение угловых скоростей невозможно ввиду амплитудно-частотной модуляции выходного сигнала. Выявлены частоты, приводящие к срыву работы контура управления. Некоторые из частот срыва кратны собственной частоте колебаний доннышка резонатора, в связи с чем существенно возрастает амплитуда выходного сигнала пьезоэлементов. В свою очередь, это приводит к ограничению амплитуды выходного напряжения усилителей сигналов узлов и, как следствие, формированию ложных сигналов в контуре управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали, что все исследуемые КВГ могут быть использованы для построения ДУК, но для разных эксплуатационных условий.

По результатам видно, что ГКВ-10 и ДУС 201МСУ1У-1А, могут использоваться на борту МБПЛА, подверженном относительно невысоким перегрузкам, это связано прежде всего с конструктивными особенностями технологии МЭМС.

На высокودинамичных объектах предпочтительно использование ВТГ ДУС с металлическим резонатором, однако основная проблема использования ВТГ ДУС для построения ДУК на МБПЛА связана с восприимчивостью всех КВГ к действию вибраций. Решение данной проблемы может быть осуществлено конструктивными, схемными и алгоритмическими решениями, сформированными на основе полученных результатов в соответствии с техническим заданием на разработку ДУК для конкретного летательного аппарата.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта правительства Тульской области в сфере науки и техники № ДС1264.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Распов В.Я., Матвеев В.В., Лихошерст В.В., Алалуев Р.В., Иванов Ю.В., Шведов А.П., Серегин С.И. Информационно-измерительные системы ориентации на микромеханических чувствительных элементах для вращающегося по крену летательных аппаратов // Нано- и микросистемная техника. 2010. №12. С. 26–30.
- [2] Матвеев В.А., Липатников В.И., Алехин А.В. Проектирование волнового твердотельного гироскопа: учебн. пособие для вузов. М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э. Баумана, 1997. 168 с.
- [3] Lynch, D.D., Coriolis vibratory gyroscope, IEEE standard specification format guide and test procedure for Coriolis vibratory gyros, IEEE std.1431 annex B, pp. 56–66.

- [4] Распопов В.Я. Теория гироскопических систем. Гиросприборы. Тула: Изд-во ТулГУ, 2018. 194 с.
- [5] Распопов В.Я., Волчихин И.А., Волчихин А.И., Ладонкин А.В., Лихошерст В.В., Матвеев В.В. Волновой твердотельный гироскоп с металлическим резонатором / под ред. В.Я. Распопова. Тула: Изд.ТулГУ. 2018. 189 с.
- [6] Волчихин И.А., Волчихин А.И., Малютин Д.М., и др. Волновой твердотельный гироскоп (аналитический обзор) // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2017. №9. С. 59–78.
- [7] Вавилов В.Д., Тимошенко С.П., Тимошенко А.С. Микросистемные датчики физических величин: монография в двух частях. М.: ТЕХНОСФЕРА, 2018. 550 с.

Возможности использования показаний инерциальных датчиков для выявления протяженных неровностей рельсов

А.В. Большакова

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
balvas13@yandex.ru

Д.Ю. Ларионов

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
lariondan@yandex.ru

А.М. Боронахин

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
amboronahin@etu.ru

Л.Н. Подгорная

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
lnpodgornaya@etu.ru

Е.Д. Бохман

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
edbokhman@mail.ru

А.Н. Ткаченко

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
antkachenko@etu.ru

Р.В. Шалымов

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) Санкт-Петербург, Россия
rvshalymov@etu.ru

Аннотация—В статье рассматривается метод диагностики состояния поверхностей катания рельсов с использованием инерциальных микромеханических датчиков, устанавливаемых на буксах колес вагона. Анализируется возможность выявления такими системами не только импульсных, но и протяженных неровностей рельсов. Приведены требования к датчикам и подходы к обработке данных для решения этой задачи.

Ключевые слова—акселерометр, дефект рельса, диагностика, инерциальный измерительный модуль, импульсный дефект, корреляция, неровность рельса, периодическая неровность, сигнал, фильтрация.

1. ВВЕДЕНИЕ

Среди озвученных ОАО «РЖД» тенденций указывается, что в рамках модернизации и обновления средств диагностики является необходимым «перейти на преимущественное применение мобильных средств диагностики и малообслуживаемых систем измерения на подвижном составе, включая на высокоскоростном [...] с совмещением различных функций на одной подвижной единице» [1]. В этой ситуации выгодно выделяется решение, предложенное коллективом авторов кафедры лазерных измерительных и навигационных систем СПбГЭТУ «ЛЭТИ»: малогабаритная интегрированная система диагностики рельсового пути (МИСД РП) [2], внедренная в состав вагона-дефектоскопа АВИКОН-03М фирмы АО «Радиоавионика» для расширения номинала контролиру-

емых им параметров [3]. В состав системы, помимо прочего, входит набор инерциальных измерительных модулей (ИИМ), позволяющих определять кинематические характеристики тех элементов вагона, на которые они установлены (т.е. букс колес вагона) – см. рис. 1.

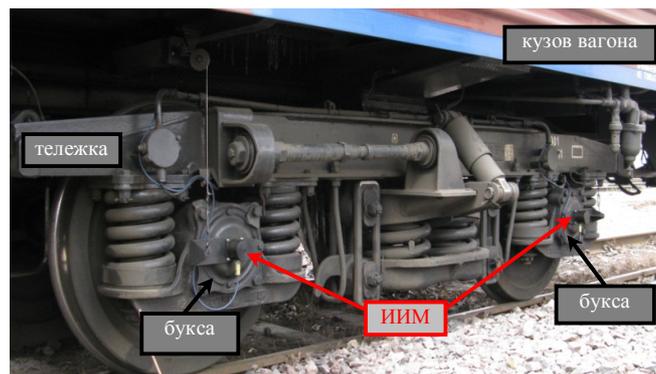


Рис. 1. Расположение ИИМ на ходовой тележке вагона

Анализ этих характеристик, в свою очередь, позволяет судить о динамике взаимодействия в системе вагон-рельсовый путь, а значит – и о наличии поверхностных дефектов рельсов. Система компактна и может быть установлена на практически любую железнодорожную подвижную единицу.

МИСД РП в составе вагона-дефектоскопа в первую очередь используется для обнаружения т.н. импульсных

дефектов, т.е. одиночных неровностей рельса с протяженностью от 3 до 25 см (например, смятие в сварном стыке рельсов или выкрашивание в зоне контакта рельса с колесом) [4]. Их обнаружение осуществляется посредством определения мест превышения эмпирически подобранных порогов взаимными корреляционными функциями сигналов вертикальных акселерометров, входящих в состав ИИМ, установленных на последовательно проходящих дефект колесом (на одной стороне вагона, как на рис. 1) [5, 6]. Привязка обнаруженных дефектов к месту на рельсовом пути и сдвигка сигналов при расчете взаимной корреляции показаний соседних ИИМ осуществляется по данным датчика пройденной дистанции (одометра) или специализированной системы навигации на рельсовом пути [7].

Однако значительное влияние на безопасность железнодорожного движения также оказывает наличие протяженных неровностей рельсов (дефект с кодом 40.0 по принятому на РЖД классификатору [8]). Их можно разделить на две группы: коротковолновые и длинноволновые. Первые представляют собой от единиц до нескольких десятков периодов волны, имеющей ту же длину, что и длина одной импульсной неровности. Они возникают, как правило, вследствие взаимодействия колеса и рельса в процессе разгона или торможения локомотива. Вторые имеют длину волны свыше 25 см и обычно подразделяются на два поддиапазона: с периодом до 1,5 м и свыше этого периода (последние зачастую уже относятся к дефектам геометрии рельсового пути). Этот тип неровностей, как правило, возникает вследствие некачественного изготовления рельсов (например, биений в валках при прокате) и в дальнейшем усугубляется при эксплуатации на железной дороге. Сейчас эти типы неровностей чаще всего обнаруживают при визуальном осмотре пути обходчиком, что приводит к значительным временным и трудозатратам.

II. ОБНАРУЖЕНИЕ ПРОТЯЖЕННЫХ ДЕФЕКТОВ НА ФОНЕ УДАРНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

A. Возможности обнаружения, требования к датчикам

Анализ спектров сигналов ИИМ (пример спектра вертикальных акселерометров ADXL278, входящих в состав ИИМ, представлен на рис. 2) по результатам экспериментальных поездок МИСД РП показал наличие информативных составляющих как на высоких (вследствие прохождения импульсных и коротких неровностей), так и на низких частотах, что подтверждает потенциальную возможность их использования для поиска всех перечисленных выше классов дефектов.

Следует отметить, что возможность использования ИИМ для определения характеристик неровностей разной длины ограничена с одной стороны частотой дискретизации и скоростью перемещения системы, а с другой – чувствительностью используемых датчиков. Частота дискретизации связана с длиной неровности следующим соотношением:

$$N = \frac{L}{V} f,$$

где N – количество отсчетов на пространственном периоде неровности, L – пространственный период неровности (м), V – скорость движения вагона (м/с), f – частота дискретизации (Гц).

сти (м), V – скорость движения вагона (м/с), f – частота дискретизации (Гц).

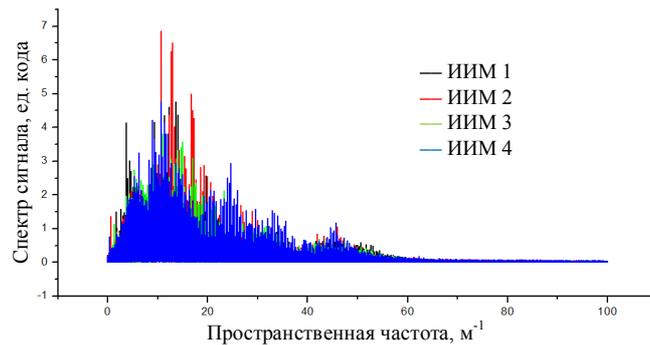


Рис. 2. Пространственные спектры сигналов вертикальных акселерометров ИИМ

Форма неровности в первом приближении представляет собой косинусоиду [9, 10] и для ее адекватного описания нужно иметь не менее чем 12 точек на период. Тогда, например, если частота дискретизации составляет 4 кГц (как это реализовано во внедренной в состав вагона АВИКОН-03М системе), а скорость движения составляет 180 км/ч, то возможно измерять параметры неровностей длиной только более 15 сантиметров (из расчета 12 точек на период). При движении с меньшими скоростями либо при повышении частоты дискретизации эта проблема решается. Также следует помнить, что на обнаружение и измерение параметров малых по длине неровностей (единицы сантиметров) уже начинает оказывать существенное влияние размер пятна контакта между колесом и рельсом (подробно рассмотрен в [11]).

При использовании косинусоидальной модели неровности ускорение на буксе при ее прохождении можно оценить следующим выражением [10]:

$$A = h \left(\frac{2\pi V}{L} \right)^2,$$

где A – амплитуда вертикального ускорения, h – глубина неровности. Т.е. измеряемое ускорение зависит от скорости движения вагона, глубины и протяженности неровности. Очевидно, что при прочих равных (как для протяженных, так и для импульсных неровностей требуется обнаруживать дефекты глубиной от 1 мм и более, а рабочие скорости совпадают) амплитуды коротких дефектов существенно выше, чем у протяженных неровностей (квадратичная зависимость от периода неровности в знаменателе). А значит, и требования к чувствительности акселерометров для такой диагностики будут выше. Амплитуда ускорения, вызванного прохождением импульсных неровностей рельсов, составляет единицы и десятки г. Подобного уровня она будет достигать и при контроле коротковолновых неровностей. А вот для случая волны с большим периодом она будет лежать в области десятых и сотых долей г. Это говорит о необходимости выбора высокочувствительных акселерометров. Возможно, например, использовать два типа акселерометров в составе ИИМ: с большим диапазоном и меньшей чувствительностью для диагностики коротковолновых неровностей и с меньшим диапазоном, но большей чувствительностью для диагностики длинноволновых неровностей [5]. Альтернативой является привлечение

для обнаружения длинноволновых дефектов информации от гироскопов, входящих в состав ИИМ.

Отдельно следует оговориться об особенностях обнаружения периодических неровностей. Процесс выявления в сигналах датчиков реакций на их прохождение и разделение этих реакций с реакциями на прохождение импульсных неровностей порождает ряд сложностей. В первую очередь это связано с критериями объединения всплесков в сигнале в единый «набор», соответствующий периодической неровности, или разделения этих всплесков на отдельные реакции, соответствующие близкорасположенным импульсным дефектам. Некоторые соображения по этому поводу, в том числе касающиеся использования в алгоритмах обнаружения дефектов огибающей сигнала (например, построенной на основе преобразования Гильберта), приведены в [12].

В. Подход к обработке данных

Следует также отметить, что в то время как отличие в обнаружении коротковолновой и импульсной неровности заключается лишь в выделении и подсчете периодов волны, поиск длинноволновых неровностей представляет собой существенно более трудную задачу, т.к. в сигнале инерциальных датчиков одновременно присутствуют реакции на все виды механических воздействий на область контакта колесо–рельс. На рис. 3 в качестве примера приведены показания вертикального акселерометра ИИМ при прохождении серии из трех рельсовых стыков.

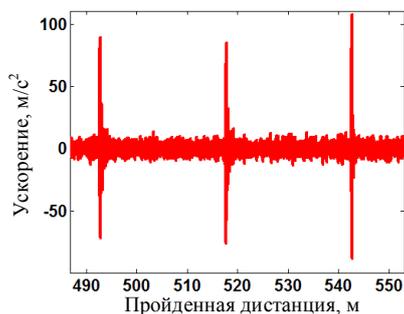


Рис. 3. Сигнал вертикального акселерометра при прохождении рельсовых стыков

Выделение в этом случае составляющей сигнала, связанной именно с длинноволновой неровностью (т.е. имеющей малую амплитуду, но большую протяженность), является нетривиальной задачей, требующей применения банка фильтров.

На рис. 4 приведены отфильтрованные сигналы акселерометров двух ИИМ, закрепленных на буксах последовательно идущих колес вагона при прохождении межстыкового расстояния (25 м). В сигнал ИИМ, установленного на впереди идущем колесе вагона, введена задержка, соответствующая расстоянию между модулями (базе ходовой тележки вагона), для сведения соответствующих друг другу реакций на графике. В качестве фильтра использовался фильтр низких частот Баттерворта 2-го порядка с частотой среза 1 м^{-1} . В центральной части графика заметен периодический сигнал с периодом около 1,6 м и амплитудой порядка $0,5 \text{ м/с}^2$, что на текущей скорости движения при использовании приведенной ранее формулы для косинусоидальной модели неровности соответствует обнаружению периодической

неровности (6 периодов) глубиной 0,26 мм. Подтверждением наличия неровности в выделенной области является высокая степень совпадения сигналов датчиков, входящих в состав соседних ИИМ (два колеса последовательно описали в этом месте одинаковые траектории). Соответственно, критерием для принятия автоматизированного решения о наличии протяженной неровности в зоне контроля, так же как и для случая импульсных неровностей, может стать степень корреляции этих сигналов.

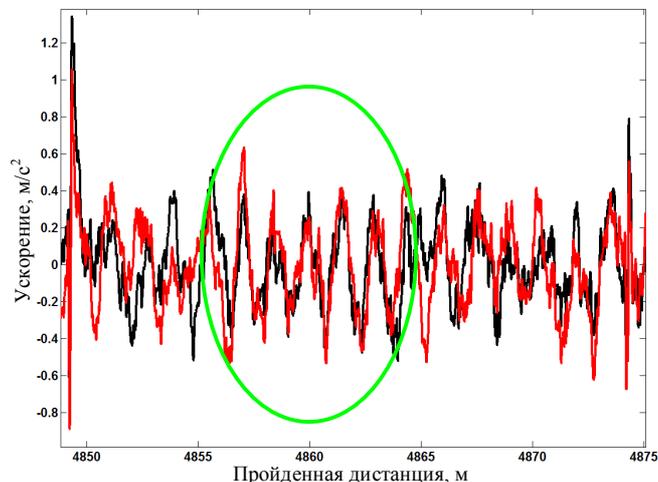


Рис. 4. Сигнал вертикального акселерометра при прохождении периодической неровности

Следует отметить, что примененный к обработке сигнала на рис. 4 фильтр является лишь примером, иллюстрирующим возможность выявления подобных реакций в показаниях датчиков. Для дальнейшего внедрения в программно-алгоритмическое обеспечение МИСД РП описанного подхода требуется отдельно исследовать и учесть некоторые моменты:

- если фильтрация осуществляется банком фильтров, то требуется определение критериев для подбора такого банка (шага по полосе среза);
- требуется исследование вопроса выбора конкретного типа фильтра (тип и порядок);
- в случае использования классических фильтров (Баттерворта, Бесселя и др.) хорошо обрабатываются сигналы, представляющие собой набор синусоид, присутствующих на всей протяженности выборки, однако импульсные воздействия (например, от стыков, как на рис. 3) представляют собой локальные сигналы, поэтому требуется выработка подхода, позволяющего исключить их влияние на диагностику периодических неровностей (например, использовать вейвлет-фильтрацию или разложение на дискретные моды).

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование инерциальных методов диагностики неровностей рельсового пути обладает очевидным набором преимуществ (всепогодность, компактность, низкая стоимость). Однако ее недостатком является присутствие в сигналах датчиков информации обо всем многообразии механических (ударных и вибрационных) воздействий, которые действуют на элемент установки ИИМ. Задачи выделения в данных информации именно

об интересующем в конкретном случае воздействии предполагают хорошее понимание возможных состояний системы «вагон – рельсовый путь» и аккуратного учета процессов, происходящих при взаимодействии между колесом и рельсом [9, 13, 14].

Некоторые соображения по применению этого метода диагностики с целью выявления в показаниях ИИМ реакций от прохождения вагоном протяженных неровностей рельсов и приведены в настоящей статье. Показана возможность такой диагностики на примере, проиллюстрированном на рис. 4. Следует, однако, отметить, что рассмотренный подход не является исчерпывающим и требует еще большой проработки, а приведенный пример направлен в первую очередь на иллюстрацию самой возможности использования даже уже введенной в эксплуатацию системы (без ее модернизации) для дальнейшего расширения класса контролируемых параметров рельсового пути.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Распоряжение ОАО «РЖД» от 27.04.2016 N 777р «Об утверждении Концепции развития систем диагностики и мониторинга объектов путевого хозяйства на период до 2025 года» (<https://docs.cntd.ru/document/420365526?marker=6540IN>).
- [2] Bokhman, E.D., Boronahin, A.M., Filatov, Yu.V., Larionov, D.Yu., Podgornaya, L.N., Shalymov, R.V., Inertial system for railway track diagnostics, Symp. Inertial Sensors and Systems. Karlsruhe, 2012, pp. 17.1–17.20.
- [3] Боронахин А.М., Филипеня Н.С., Бохман Е.Д., Шалымов Р.В., Подгорная Л.Н., Ларионов Д.Ю. Малогабаритная инерциальная система диагностики рельсового пути. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2011. 400 с.
- [4] Grassie, S.L., Kalousek, J., Rail Corrugation: Characteristics, Causes and Treatments, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part F Journal of Rail and Rapid Transit, 1993, no. 207 (16), pp. 57–68.
- [5] Боронахин А.М., Подгорная Л.Н., Бохман Е.Д., Филипеня Н.С., Филатов Ю.В., Шалымов Р.В., Ларионов Д.Ю. Инерциальная система диагностики рельсового пути на основе микромеханических чувствительных элементов // XVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2011. С. 152–160.
- [6] Boronahin, A., Larionov, D., Podgornaya, L., Tkachenko, A., Shalymov, R., Inertial method of railway track diagnostics incorporating the condition of rolling surfaces of the railcar's wheels, 4th International Conference on Intelligent Transportation Engineering, ICITE 2019, Singapore, 2019, pp. 49–53.
- [7] Boronahin, A.M., Larionov, D.Y., Podgornaya, L.N., Shalymov, R.V., Filatov, Y.V., and Bokhman, E.D., Specialized navigation system for rail track diagnostics, IEEE NW Russia Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering Conference (EIConRusNW). СПб.: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2016. С.401–403.
- [8] Распоряжение ОАО «РЖД» № 2499р от 23.10.2014 Об утверждении и введении в действие инструкции «Дефекты рельсов. Классификация, каталог и параметры дефектных и острodefектных рельсов» (<https://www.tdesant.ru/info/item/144>).
- [9] Коропец П.А. Контроль контакта колеса с рельсом в режимах тяги и торможения. Анализ динамических процессов в системе «экипаж-тяговый привод-путь». Издательство Lambert Academic Publishing.
- [10] Боронахин А.М., Ларионов Д.Ю., Подгорная Л.Н., Ткаченко А.Н., Шалымов Р.В. Использование МЭМС-датчиков для решения задач мониторинга состояния рельсового пути // Известия ТулГУ. Технические науки. 2017. Вып. 9. Ч. 2. С. 111–122.
- [11] Шалымов Р.В. Разработка и исследование инерциальной системы мониторинга рельсового пути: дис.... канд. техн. наук. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ, 2014. 115 с.
- [12] Belov, I.V., Shalymov, R.V., Tkachenko, A.N., Larionov, D.Yu., Podgornaya, L.N., Development of an Algorithm for Detecting Railway Corrugations in Acceleration Data, IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering, EIConRus 2021. СПб.: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2021, pp. 1609–1613.
- [13] Большакова А.В., Боронахин А.М., Ларионов Д.Ю., Подгорная Л.Н., Ткаченко А.Н., Шалымов Р.В. Анализ вибраций в системе «вагон-рельсовый путь» // Приборы. 2022. №1 (259). С. 46–51.
- [14] Phap, N.V., Bolshakova, A.V., Boronachin, A.M., Podgornaya, L.N., Shalymov, R.V., Vibration analysis of a railcar/rail system using inertial sensors mounted on axle boxes, IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering, EIConRus 2021, СПб.: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2021, pp. 1659–1662.

Разработка концепции проектирования класса прецизионных мехатронных стендов, использующих инерциальные чувствительные элементы, скомплексированные с высокоточными датчиками угла

Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова
Филиал АО «НПЦАП» – «ПО «Корпус»
410019, Россия, г. Саратов, ул. Осипова, д. 1
ldkcalihman@yandex.ru

С.В. Пчелинцева, В.О. Горбачев
Саратовский государственный техниче-
ский университет имени Ю.А. Гагарина
410054, Россия, г. Саратов,
ул. Политехническая, д. 77
pchelintseva@inbox.ru

В.М. Никифоров
АО «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»
117342, Россия, г. Москва,
ул. Введенского, д. 1
v.m.nikiforov@gmail.com

Аннотация—В докладе рассмотрена концепция проектирования прецизионных стендов для контроля гироскопических приборов с цифровой системой управления и инерциальными чувствительными элементами как современных мехатронных систем управления – эталонов 1-го рода (разряда), из схемотехнического решения которых как частные случаи вытекают схемотехнические решения эталонов 2-го рода с инерциальными чувствительными элементами и цифровыми системами управления, как ранее предложенных авторами, так и новых, которые могут быть разработаны на основе предлагаемых принципов их построения.

Ключевые слова—мехатронная система, цифровая система управления, измеритель угловой скорости, акселерометр, прецизионный поворотный стенд, эталон.

1. ВВЕДЕНИЕ

Технологии БИНС (бесплатформенных инерциальных навигационных систем) находят все более широкое распространение во всех областях развития навигационной техники, начиная от авиационных, космических и морских систем и заканчивая пешеходной навигацией [1, 2]. В свою очередь, развиваются и инерциальные чувствительные элементы – первичные измерители БИНС, причем все более серьезное распространение получают измерители угловой скорости на новых физических принципах: лазерные (ЛГ), волоконно-оптические (ВОГ), волновые твердотельные (ВТГ) гироскопы и гироскопы, основанные на эффекте ядерного магнитного резонанса (ЯМГ), в перспективе должны получить развитие измерители, основанные на волнах де Бройля, или волнах материи [2]. Отличительной особенностью этих приборов является отсутствие зависимости их базовых точностных характеристик – погрешности масштабного коэффициента и случайной составляющей дрейфа как в запуске, так и между ними от диапазона измерения, свойственной для электромеханических приборов, у которых эти параметры определялись трением и тяжением в датчике момента [3]. Именно поэтому прецизионные электромеханические измерители угловой скорости с газодинамической опорой ротора и магнитным центрированием его подвеса имели диапазон измерения не выше 3°/с при погрешности масштабного коэффициента 0,0005% и случайной составляющей дрейфа в запуске не ниже 0,001°/ч [4]. Современные прецизионные измерители угловой скорости имеют ба-

зовые технические характеристики не хуже упомянутых выше, а диапазоны измерения у ВОГ и ЛГ составляют более 100 °/с, а у ВТГ и ЯМГ могут достигать до нескольких тысяч °/с [2]. Это означает, что прецизионные стенды для контроля масштабного коэффициента приборов подобного класса не могут строиться по принципам обычных высокоточных следящих систем, а должны использовать новые принципы построения, в основе которых лежит принцип применения самих высокоточных инерциальных чувствительных элементов (ИЧЭ) – прецизионных измерителей угловой скорости и линейного ускорения (ИЛУ) в системе управления современными стендами. Эти принципы были изложены в монографиях [5, 6], в которых было теоретически обосновано применение ИЧЭ, предложены принципы построения схемотехнических решений стендов с ИЧЭ с аналоговыми системами управления. С развитием процессорной техники стало понятным, что современные стенды с ИЧЭ, как и сами ИЧЭ, должны обладать цифровыми системами управления (ЦСУ). Данной проблеме было посвящено много авторских научных работ [7–11], в том числе и докладов на международных конференциях по интегрированным навигационным системам и на метрологических международных симпозиумах [12–14]. В основном предлагались частные схемотехнические решения установок – эталонов 2-го рода (разряда) с ЦСУ, которые могут быть изготовлены на самих приборостроительных предприятиях, производящих гироскопические приборы, вместо покупки дорогостоящего импортного оборудования. Однако эталоны 2-го рода должны быть аттестованы при помощи эталонов 1-го рода, производство и принципы построения которых есть прерогатива метрологических институтов, значит, и при разработке эталонов 1-го рода необходимо применять аналогичные принципы с использованием высокоточных ИЧЭ в контуре управления стендом. Кроме этого, с учетом высокой точности поверяемых приборов необходимо комплексировать информацию со всех первичных измерителей: высокоточных датчиков угла, прецизионных ИУС и ИЛУ, а также в управляющем процессоре применять алгоритмы для комплексирования информации при помощи современного программно-математического обеспечения. Таким образом, предлагаемые стенды – эталоны 1-го рода должны представлять собой современную прецизионную мехатронную систему с применением ИЧЭ различной физической природы, что позволяет существенно повысить ее точ-

ностные характеристики. Предлагаемый доклад посвящен принципам разработки подобной мехатронной системы, являющейся эталоном 1-го рода, в качестве ИЧЭ в которой применяются 2 прецизионных ИУС с цифровыми обратными связями разной физической природы (например, прецизионные ВОГ и ВТГ), широкодиапазонные ИЛУ с цифровой системой управления [7, 8], высокоточные оптические датчики угла, а в управляющем процессоре – разработанные авторами алгоритмы управления, позволяющие скомплексировать информацию от первичных измерителей [15]. Из схмотехнического решения эталонов 1-го рода как частные случаи могут следовать схмотехнические решения эталонов 2-го рода, как новые, так и ранее рассматривавшиеся в научных работах, опубликованных ранее авторами [16, 17].

II. ОБЩИЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ СХМОТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПРЕЦИЗИОННЫХ СТЕНДОВ С ИЧЭ

Общий подход к формированию схмотехнических решений прецизионных стендов с ИЧЭ и ЦСУ, представляющих собой современные мехатронные измерительные системы, состоит в едином принципе формирования схмотехнических решений эталонов 1-го рода, из которых как частные случаи вытекают схмотехнические решения эталонов 2-го рода.

Главным отличием подобных мехатронных систем от классических, в основном применяющихся до настоящего времени, является то, что в классических схемах для оценки значения задаваемой угловой скорости применялось деление измеренного оптическими датчиками значения угла на время. При задании малых угловых скоростей в сотые доли градуса в секунду продолжительность испытаний была достаточно большой, кроме того, данная информация об угловой скорости была единственной. В случае применения ИЧЭ в системе управления стендами в управляющий процессор поступают мгновенные значения угловой скорости от ИУС и значения первых производных от мгновенных значений измеряемой угловой скорости от ИЛУ, что существенно повышает точность измерений и сокращает время испытаний поверяемых приборов. С учетом алгоритмов обработки скомплексированной информации в управляющем процессоре точность подобных мехатронных систем также возрастает.

При учете всех ранее разработанных схменных и конструктивных решений построения прецизионных поворотных стендов можно составить алгоритм формирования из схемы эталона 1-го рода воспроизведения угловых скоростей в широком диапазоне измерений эталонов 2-го рода, в частности различных вариантов схмотехнических решений построения стендов с ИЧЭ и ЦСУ, таких как стенд в режиме «самоконтроля» [5, 6, 11, 17], одно- и двухгироскопный стенды и широкодиапазонный стенд с ЦСУ и измерителем угловой скорости (ИУС) и измерителями линейного ускорения (ИЛУ) в качестве ИЧЭ [5, 6, 9, 10, 11, 16]. Хочется отметить, что блок-схема, приведенная на рис. 1, является примером, где показаны схмотехнические решения эталонов 2-го рода, ранее разработанных авторами [5, 6, 9, 10, 11, 16, 17], вытекающие из общего схмотехнического решения как частные случаи. Между тем число сочетаний использования первичных измерителей в схмотехниче-

ских решениях эталонов 2-го рода может быть намного больше, и определяться данные решения должны техническими заданиями (ТЗ), определяющими каждое конкретное схмотехническое решение в зависимости от поставленной в ТЗ задачи, в том числе и с учетом коммерческого соотношения «качество–цена».

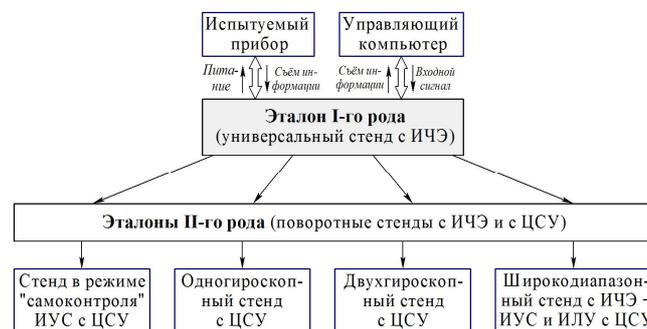


Рис. 1. Алгоритм формирования из схемы эталона 1-го рода вторичных эталонов воспроизведения угловых скоростей в широком диапазоне измерений

III. ОБОБЩЕННОЕ СХМОТЕХНИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЭТАЛОНА 1-ГО РОДА ДЛЯ ПОВЕРКИ ИУС КАК ПРЕЦИЗИОННОЙ МЕХАТРОННОЙ СИСТЕМЫ С ИЧЭ И ЦСУ

На рис. 2 приведена функционально-кинематическая схема эталона 1-го рода – универсального стенда, из которой как частные случаи вытекают схмотехнические решения построения эталонов 2-го рода с ИЧЭ и ЦСУ. На рис. 2 введены следующие обозначения: ω_a – действительная угловая скорость вращения стенда; ИП – испытуемый прибор; УЭ – угловой энкодер с v оптическими считывающими головками; ИУС₁, ИУС₂ – измерители угловой скорости с наилучшими точностными характеристиками по нестабильности нулевого сигнала (ННС) и нестабильности масштабного коэффициента (НМК) соответственно; ДВ – приводной двигатель; ТП – токоподвод; БПНП – блок преобразования напряжения питания; ИЛУ _{τ} ^{n} , ИЛУ _{η} ^{n} – измерители линейного ускорения, измеряющие тангенциальное и центростремительное ускорения точек их крепления к дополнительной платформе стенда в количестве n штук, соответственно обозначенных « τ » и « η »; БПИ₁, БПИ₂ – блоки преобразования информации; ЦСУ – цифровая система управления; УМ – усилитель мощности приводного двигателя; U_{ax} – входной сигнал, пропорциональный требуемой угловой скорости вращения стенда ω_{a0} ; U_{oc} – сигнал обратной связи контура стабилизации стенда.

Согласно рис. 2 в корпусе стенда на шарикоподшипниках подвешен вал вертикальной оси вращения. На валу установлены платформа с испытуемым прибором (ИП), диск углового энкодера (УЭ), траверса для крепления измерителей угловой скорости (ИУС₁, ИУС₂) с необходимыми точностными характеристиками, являющихся ИЧЭ стенда, подвижная часть приводного двигателя (ДВ), коллекторный узел токоподвода (ТП) и дополнительная платформа с $2n$ измерителями линейного центростремительного и тангенциального ускорений (ИЛУ _{η} ^{n} , ИЛУ _{τ} ^{n}), также являющихся ИЧЭ стенда. Кроме того, на подвижной части стенда закреплены в виде плат сервисная электроника измерителей (на рис. 2 не показаны), блок преобразования напряжения питания (БПНП), блок преобразования информации (БПИ₂) с ИП и ИЧЭ и беспроводной передатчик сигналов. На непо-

движной части стэнда на корпусе установлены ν оптических головок углового энкодера, неподвижная часть приводного двигателя, узел ТП, а также в виде плат закреплены блок преобразования информации (БПИ₁) с датчиков угла – УЭ и приемник сигналов ИП и ИЧЭ. Таким образом, информация со всех измерителей передается в ЦСУ и на управляющий компьютер бесконтактным способом, т.е. без использования коллектора, что снижает моменты трения по оси вращения стэнда. При этом обычными стрелками указано направление прохождения сигнала от одного блока к другому, серией обычных стрелок показывается прохождение однотипных сигналов, стрелки в виде шин передачи информации показывают прохождение потока различных сигналов.

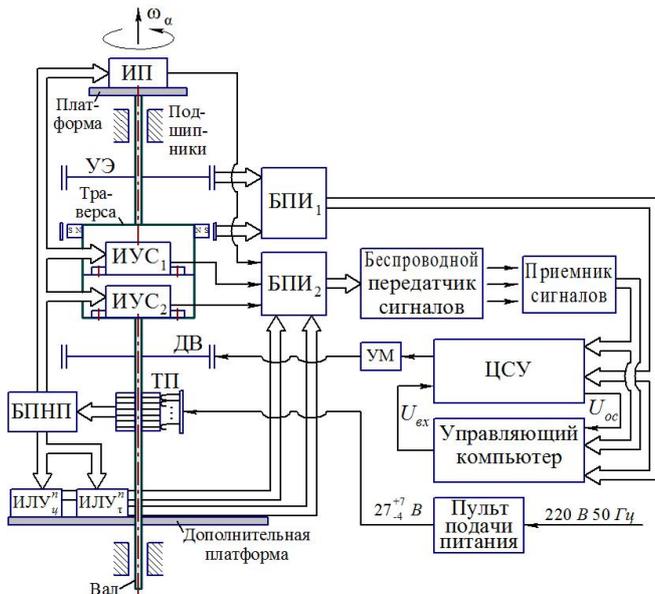


Рис. 2. Функционально-кинематическая схема универсального поворотного стэнда с инерциальными чувствительными элементами – эталона 1-го рода

Поскольку поворотный стэнд является наземным испытательным оборудованием, пульт подачи питания подключается к стандартной сети (220 В, 50 Гц). В пульте осуществляется преобразование сетевого напряжения в так называемое бортовое 27_{-4}^{+7} В, которое через коллектор поступает на БПНП, включающий вторичный источник питания (ВИП) для формирования требуемых напряжений (± 5 В, ± 15 В и др.) для работы функциональных элементов на подвижной части стэнда, а также формирователь синхроимпульсов (ФСИ) со встроенным генератором для формирования требуемых частот работы этих элементов.

Принцип действия стэнда (рис. 2) – эталона 1-го рода заключается в следующем. От управляющего компьютера в цифровую систему управления стэндом подается сигнал U_{ex} , пропорциональный требуемой угловой скорости вращения ω_{a0} . ЦСУ построена на базе процессорного модуля, имеющего в частности встроенный микроконтроллер, в котором производятся все вычисления и алгоритмическая коррекция сигналов, компенсация помех и т.п. Структурная схема цифровой системы управления стэндом приведена на рис. 3, согласно которой в ЦСУ поступают сигналы с измерителей стэнда и вычисляется комплексированная информация (сигнал

обратной связи контура стабилизации) U_{oc} о действительной скорости и его вращения ω_a .

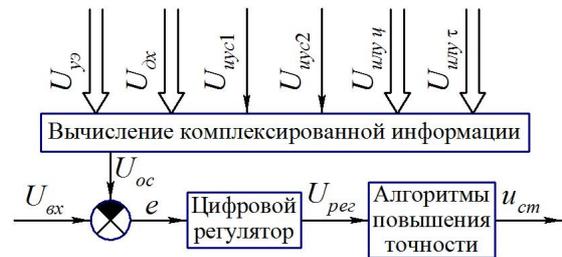


Рис. 3. Структурная схема цифровой системы управления

На рис. 3 введены обозначения: U_{yo} , U_{ox} , U_{uyc1} , U_{uyc2} , U_{ulyu} , $U_{ulyu\tau}$ – информационные сигналы соответственно углового энкодера, датчика Холла (только для эталонов 2-го рода), измерителей угловой скорости и линейного ускорения.

Сигналы U_{ex} и U_{oc} сравниваются и по разностному сигналу (ошибке стабилизации)

$$e = U_{ex} - U_{oc}$$

в цифровом регуляторе, формируется управляющее воздействие u_{ct} , которое можно уточнить за счет алгоритмов повышения точности (учет нежесткостей, моментов трения по оси вращения и т.п.). Управляющее воздействие u_{ct} поступает на УМ приводного двигателя, задающего вращение стэнда с более высокой точностью. При этом сигнал обратной связи контура стабилизации выбирается таким образом, чтобы получить необходимый статический коэффициент передачи стэнда как замкнутой системы (от входа U_{ex} к выходу ω_a), называемый коэффициентом преобразования или масштабным коэффициентом стэнда K_{cm} , желаемое значение которого может быть определено как $K_{cm} = \omega_{a0}/U_{ex}$.

В управляющий компьютер передается информация со всех измерителей стэнда для регистрации и сигнал с испытуемого прибора (ИП) для его аттестации. Как известно, компьютеры не обладают системой реального времени, поэтому вычисление U_{oc} по сигналам различных измерителей необходимо выполнять в ЦСУ на базе процессорного модуля, имеющего высокоточный таймер для пересчета информации с ДУ (как отношение измеренного угла ко времени опроса) и ИЛУ как показано в [5, 6] в величину, пропорциональную угловой скорости. При этом в управляющем компьютере можно осуществлять калибровку статической характеристики ИП путем сопоставления полученной информации U_{oc} , вычисленной в ЦСУ.

Схемотехнические решения построения эталонов 2-го рода вытекают из рис. 2 за счет исключения соответствующих измерителей. Принцип действия эталонов 2-го рода остается неизменным, кроме стэнда в режиме «самоконтроля», в котором ИП является и ИЧЭ стэнда [5, 6]. При этом калибровка статической характеристики ИП в процессе его «самоконтроля» осуществляется в управляющем компьютере путем сопоставления полученной информации по сигналам ДУ. Режим «самоконтроля» можно применить и в схеме эталона 1-го рода (рис. 2) на этапе калибровки ИЧЭ перед началом работы эталона.

IV. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СТЕНДОВ – ИЗМЕРИТЕЛИ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ

В современных прецизионных стендах – эталонов как 1-го, так и 2-го рода – основную роль для обеспечения их точности играют ИЧЭ, включенные в ЦСУ стенда. Именно они обеспечивают измерение мгновенной угловой скорости стенов и позволяют достичь высоких точностных характеристик разрабатываемых сложных мехатронных систем, которыми являются современные стенды. Как уже отмечалось выше, наиболее перспективными ИЧЭ на настоящий момент времени являются прецизионные ВОГ, ЛГ и ВТГ. Именно эти типы ИЧЭ обладают высокими точностными характеристиками по погрешности масштабного коэффициента и нулевого сигнала и достаточно широким диапазоном измерения угловых скоростей. Поэтому в качестве ИУС₁ и ИУС₂, показанных на рис. 2, могут применяться именно эти типы ИУС. Какие именно – это зависит от разработчика стенов и ТЗ на разработку, выдаваемое заказчиком. В перспективе при дальнейшем совершенствовании технических характеристик ИУС в качестве ИЧЭ прецизионных стенов могут быть использованы ЯМГ и гироскопы, основанные на волнах материи.

Для выбора того или иного измерителя угловой скорости для применения в качестве инерциального чувствительного элемента поворотного стенов в первую очередь необходимо сравнить основные точностные характеристики этих приборов: нестабильность нулевого сигнала (ННС), нестабильность масштабного коэффициента (НМК) и минимальный шум (ARW).

За рубежом лидерами по производству ВОГ являются такие фирмы, как Honeywell (США), Al Cielo inertial Solutions (ACIS) Ltd (Израиль), iXBlue, Ixea (Франция) и другие. В России ныне ведущими производителями ВОГ являются фирмы ООО НПК «Оптолинк» (г. Саратов), ЗАО «Физоптика» (г. Москва), ПАО «ПНППК» (г. Пермь) и АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон»» (г. Санкт-Петербург). Достигнутые характеристики ВОГ, например фирмы ACIS для прибора FOG 24, следующие [2, 18]: диапазон измерений 100°/с; ННС 0,001°/ч; НМК 0,0002%; ARW 0,0002°/√ч; габариты Ø150×47 мм; фирмы «Оптолинк» для прибора ОИУС 1001 следующие [19]: диапазон измерений 550°/с; ННС 0,005°/ч; НМК 0,01%; ARW 0,0007°/√ч; габариты Ø150×45 мм.

Специфической особенностью ВТГ являются его высокие точностные характеристики по ННС и НМК. При этом ARW ВТГ не уступает ARW некоторых ВОГ, а НМК приближается к аналогичному параметру КЛГ, которая, как и у КЛГ, не зависит от параметров функциональной электроники, а зависит от стабильности обработки поверхности резонатора.

На текущий момент выпуск прецизионных ВТГ освоен только за рубежом такими фирмами, как Safran Electronics & Defense (Франция) и Northrop Grumman (США) [2]. ВТГ грубого класса и средней точности ныне серийно производятся на ижевском НПО «Купол», где построен завод по производству ВТГ, полностью освоены технологии изготовления резонаторов различного диаметра от 10 мм до 30 мм с перспективой в будущем создания прецизионного ВТГ. Характеристики

прецизионного ВТГ фирмы Safran в разработке Crystal следующие [2, 20]: динамический диапазон до 450°/с; ННС 0,005°/ч; НМК 0,0002%; ARW 0,001°/√ч; габариты 34×37×37 мм.

Производством КЛГ занимаются как зарубежные (Honeywell, Northrop Grumman), так и отечественные фирмы (АО «НИИ «Полус» им. М.Ф. Стельмаха», ООО «НПК «Электрооптика», ПАО «МИЭА» и другие). Достигнутые технические характеристики КЛГ, например фирмы Northrop Grumman для прибора LG-2728, следующие [21]: диапазон измерений 400°/с; ННС 0,005°/ч; НМК 0,0005%; ARW 0,003°/√ч; габариты 140×177×50 мм; фирмы «МИЭА» для прибора ЛГ-2 следующие [21]: диапазон измерений 400°/с; ННС 0,01°/ч; НМК 0,001%; габариты 145×130×47 мм.

Таким образом, ВТГ, КЛГ и ВОГ как отечественных, так и зарубежных производителей вполне применимы для создания прецизионных поворотных стенов с ИЧЭ эталонов как 1-го, так и 2-го рода в настоящий момент времени.

Измерители линейных ускорений различного класса и принципа действия, обозначенные на рис. 2 как ИЛУ_τⁿ, ИЛУ_υⁿ, такие как кремниевые, поплавковые, кварцевые и струнные маятниковые акселерометры, могут применяться прецизионных стендах с ИЧЭ. В современных прецизионных БИНС в основном применяются кварцевые маятниковые акселерометры (КМА) [2]. К основным зарубежным производителям указанных акселерометров относятся уже упомянутые фирмы Honeywell и Safran, а также фирма InnaLabs (Ирландия).

К акселерометрам отечественных фирм относятся прибор АК-15 разработки ПАО «МИЭА», изготавливаемый заводом «Утес» (г. Ульяновск), прибор КХ67-041 производства филиала ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус» (г. Саратов), прибор ВА-3 разработки ООО «НПК «Электрооптика» и другие. Также на ПО «Корпус» разработан акселерометр с цифровым усилителем обратной связи [7, 8, 22], обладающий следующими характеристиками: динамический диапазон измерения до 50 g, ННС – 0,5·10⁻⁵ g, НМК – 0,02–0,01%, порог чувствительности 0,5·10⁻⁶ g, минимальное значение измеряемого ускорения 0,5·10⁻⁴ g. Применение КМА с такими характеристиками позволяет, как это следует из расчетов, приведенных в [5, 6], обеспечить измерение стеном угловой скорости при использовании ИЛУ_τⁿ в качестве ИЧЭ, в нижнем диапазоне до 0,6·10⁻⁴°/с. А применение в качестве ИЧЭ КМА с подобными характеристиками в качестве ИЛУ_υⁿ (рис. 2) позволяет расширить диапазон измерения до 4000°/с, т.е. на порядок больший, чем у рассмотренных гироскопических приборов. Таким образом, применение акселерометров в качестве ИЧЭ поворотных стенов позволяет не только улучшить точностные характеристики стенов путем получения точных значений измеренной угловой скорости от измерителей другой физической природы, нежели ИУС, но и повысить качество системы автоматического управления (САУ) стенов за счет введения первой производной от измеряемой угловой скорости в контур управления стеном от КМА, а также расширить диапазон измеряемой угловой скорости.

V. ПРЕЦИЗИОННЫЕ ДАТЧИКИ УГЛА, ПРИВОДНЫЕ ДВИГАТЕЛИ, ТОКОПОДВОДЫ И АЭРОСТАТИЧЕСКИЕ ОПОРЫ СТЕНДОВ

На сегодняшний момент лидером по созданию высокоточных датчиков угла – угловых энкодеров является английская фирма Renishaw [23]. Как правило, энкодеры включают оптическое кольцо с нулевой меткой и считывающие головки, которые крепятся на неподвижной части объекта управления. Угловые энкодеры работают на скоростях до 36000 об/мин $\approx 2 \cdot 10^5$ °/с и определяют угол с точностью до $0,38'' \approx 10^{-4}$ °, что позволяет применять их в поворотных стендах для определения приращения угла поворота платформы с высокой точностью.

В качестве приводного двигателя в стендах, как правило, применяются двигатели постоянного тока (ДПТ) [24, 25]. При вращении платформы стенда, а именно вала оси вращения с закрепленными на нем элементами, разгрузочный момент двигателя должен компенсировать момент сопротивления вращению. К достоинствам ДПТ [25] относятся простота устройства и управления, практически линейные механическая и регулировочная характеристики двигателя, легкая регулировка частоты вращения, хорошие пусковые свойства (большой пусковой момент). Зарубежными производителями ДПТ в настоящее время являются фирмы «ABB», «Siemens», «Sew Eurodrive» [26, 27] и др. Лучшие образцы двигателей среди отечественных производителей – это двигатели серий 2ПБВ, 4ПБМ, 4ПНМ, 4ПФ, ДПМ, П, ПБ (продукция Орского завода электромонтажных изделий [28]); двигатели серий МР, МТ (продукция заводов «Динамик», «Вида», «Енергия», «Подем», ЗИТА, «Складская техника», «ЕлМот», «Динамо», «ЕлПром» [29]). В настоящее время благодаря Internet для создания прецизионных поворотных стендов можно подобрать любой высокоточный маломощный электродвигатель постоянного тока с максимальным развиваемым моментом не менее 400 гсм (0,04 Н·м) [6].

В поворотных стендах с ЦСУ в качестве приводных двигателей наиболее перспективным является применение ДПТ типа датчик положения – двигатель бесконтактный (ДП–ДБ). Двигатель представляет собой синусно-косинусный вращающийся трансформатор, в котором возможна неидентичность каналов, связанная с различием коэффициентов передачи этих каналов. Данный эффект наблюдается из-за дрейфа операционных усилителей, неидентичности номиналов RC -элементов и наличия нулевых сигналов в синусном и косинусном каналах. Способ повышения стабильности вращения стенда при неидентичности каналов разгрузочного устройства на основе ДПТ и его системы управления путем калибровки этого двигателя подробно рассмотрен в работе [30]. Кроме того, при применении ЦСУ в современных мехатронных системах в качестве системы управления двигателем можно использовать принцип широтно-импульсного управления, также широко применяемого в настоящее время, например, в системах разработки ВНИИМ им. Д.И. Менделеева (г. С.-Петербург), ПО «Корпус» (г. Саратов) при управлении током датчика момента КМА с ЦУОС [22].

Технические решения по токоподводам и аэростатическим опорам стендов достаточно хорошо известны и широко применяются в современных эталонах как 1-го, так и 2-го рода. Естественно, что в эталонах 1-го рода

необходимо применять технические решения, обеспечивающие минимальное трение по оси вращения стенда. В эталонах 2-го рода можно применять малогабаритные аэростатические опоры либо разгрузочные устройства, описанные в [5, 6]. В любом случае предлагаемые в настоящем докладе подходы по созданию эталонов как 1-го, так и 2-го рода даже при появлении новых технических решений в конструкторско-технологической области должны приводить к улучшению технических характеристик разрабатываемых мехатронных систем.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, концепция разработки и проектирования современных испытательных стендов для контроля прецизионных ИУС для БИНС состоит в следующем.

1. Прецизионные стенды должны представлять собой мехатронные системы, включающие в себя прецизионные ИУС и ИЛУ, высокоточные датчики угла и приводные двигатели постоянного тока, иметь цифровые системы управления как отдельными ИЧЭ, так и всей системой в целом, причем информация от всех измерителей должна комплексироваться в управляющем процессоре.

2. Эталоны 1-го рода должны иметь в своем составе два прецизионных ИУС, один из которых должен иметь наилучшие характеристики по НМК, а другой – по ННС. Это дает возможность лучшей калибровки эталона перед началом работы. В состав подобного эталона должны входить 2 группы ИЛУ по 3 измерителя в каждой группе, измеряющих тангенциальное и центростремительное ускорение точек их крепления к платформе стенда. Информация от ИЧЭ комплексировается с информацией от угловых энкодеров, также входящих в состав эталона. Цифровые регуляторы и алгоритмы обработки информации в управляющем процессоре дадут максимально возможную точность и необходимые показатели качества прецизионной мехатронной системы, которой и должен являться эталон 1-го рода для точного задания и измерения угловой скорости для поверки прецизионных ИУС для БИНС и аттестации эталонов 2-го рода. Формирование эталонов 1-го рода, как и ранее, остается задачей метрологических институтов и организаций, поэтому достижение наилучших результатов по обеспечению точностных характеристик эталонов является главной задачей.

3. Эталоны 2-го рода для контроля прецизионных ИУС для БИНС должны строиться по тому же принципу, что и эталоны 1-го рода, но их формирование должно являться задачей приборостроительных предприятий, каждое из которых вполне способно сконструировать и разработать прецизионный стенд для контроля ИУС, производимых на предприятии, из соображений «качество–цена». В этом случае число ИЧЭ может быть ограничено одним прецизионным ИУС и меньшим количеством ИЛУ в качестве ИЧЭ, а высокоточный датчик угла может быть заменен измерительной системой на датчиках Холла [5, 6].

4. Цифровая система управления стендами позволяет, как это было ранее показано в работах [9–14], практически ликвидировать зависимость регуляторов от типа ИЧЭ и проводить смену ИЧЭ, не меняя при этом конструкции стендов, поэтому при появлении более

высокоточных типов ИУС, как, например, ЯМГ и гироскопов, основанных на волнах материи, производить замену ИЧЭ, оставив принципы формирования эталонов прежними. Кроме этого, ЦСУ позволяет существенно сократить функциональную базу сервисной электроники, заменяя аналоговые регуляторы цифровыми, программируемыми в управляющий процессор.

5. Применение вышеизложенного подхода при разработке стендов для контроля ИУС для БИНС позволит решить проблему с созданием как эталонов 1-го, так и 2-го рода в условиях проводимой политики импортозамещения.

Работа поддержана РФ, грант 22-29-00101.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Измайлов Е.А. Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов // Труды ФГУП «НПЦАП», № 1, 2010. С. 27–35.

[2] Ривкин Б.С. Аналитический обзор состояния исследований и разработок в области навигации за рубежом. Выпуски 1–4. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017–2019.

[3] Решетников В.И., Дорони В.П. и др. Гироскопические чувствительные элементы для систем управления ориентацией и стабилизации орбитальных космических аппаратов // 8 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2001. С. 17–30.

[4] Решетников В.И., Волынец А.А. и др. Опыт создания высокоточных поплавковых гироскопов, применяемых в системах угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов и станций // 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2003. С. 226–234.

[5] Калихман Д.М. Основы проектирования управляемых оснований с инерциальными чувствительными элементами для контроля гироскопических приборов. Саратов: Саратов. гос. техн. ун-т, 2001. 336 с.

[6] Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / Под общ. ред. акад. В.Г.Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электронприбор», 2008. 296 с. ISBN 5-900780-82-5.

[7] Калихман Д.М., Скоробогатов В.В. и др. Кварцевый маятниковый акселерометр с цифровой обратной связью как система автоматического управления: результаты синтеза регуляторов и программно – математического обеспечения. Перспективы дальнейшего развития // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, выпуск 26, 2019. С. 2–37.

[8] Калихман Д.М., Депутатова Е.А. и др. Маятниковый акселерометр с цифровым управлением и новыми функциональными возможностями // Известия РАН. Теория и системы управления, № 2, 2021. С. 73–95.

[9] Калихман Д.М., Садомцев Ю.В. и др. Цифровая стабилизация движений прецизионных управляемых оснований с инерциальными чувствительными элементами. Часть 1. Применение поплавкового измерителя угловой скорости // Известия РАН. Теория и системы управления, №1, 2011. С. 120–132.

[10] Калихман Д.М., Садомцев Ю.В. и др. Цифровая стабилизация движений прецизионных управляемых оснований с инерциальными чувствительными элементами. Часть 2. Применение поплавкового измерителя угловой скорости и маятниковых акселерометров // Известия РАН. Теория и системы управления, №2, 2011. С. 131–146.

[11] Калихман Д.М., Садомцев Ю.В. и др. Прецизионные поворотные стенды нового поколения с инерциальными чувствительными элементами и цифровым управлением // Известия РАН. Теория и системы управления, №2, 2014. С. 130–146.

[12] Калихман Д.М., Янковский А.А. и др. Принципы построения стендов с инерциальными чувствительными элементами для высокоточного измерения угловых скоростей // Сборник аннотаций докладов международной научно-практической конференции «175 лет ВНИИМ им. Д.И. Менделеева и Национальной системе

обеспечения единства измерений». СПб.: Издательско-полиграфическая ассоциация высших учебных заведений, 2017. С. 145–149.

[13] Калихман Д.М., Депутатова Е.А. и др. Пути расширения диапазона измерения и повышения точностных характеристик поворотных стендов с инерциальными чувствительными элементами для контроля гироскопических приборов // 25 Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2018. С. 334–339.

[14] Калихман Д.М., Депутатова Е.А. и др. Разработка цифровых регуляторов для систем управления гироскопическими приборами и метрологическими установками на их основе с применением современных методов синтеза с целью улучшения точностных и динамических характеристик // 26 Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2019. С.274–278.

[15] Калихман Д.М., Депутатова Е.А. и др. Применение метода максимального правдоподобия при комплексировании информации с первичных измерителей в прецизионном поворотном стенде с инерциальными чувствительными элементами и цифровой системой управления для улучшения его точностных характеристик // Материалы XXVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2020. С. 221–225.

[16] Патент 2494345 РФ. Заявка № 2012101374, приоритет от 16.01.2012. Универсальный широкодиапазонный стенд для контроля измерителей угловой скорости / Калихман Д.М. [и др.] Зарегистрирован в Государственном реестре изобретений РФ 27.09.2013. Б.И. 2013.

[17] Патент 2403538 РФ. Приоритет от 22.05.2009. Универсальный стенд для контроля прецизионных гироскопических измерителей угловой скорости / Калихман Д.М. [и др.] Зарегистрирован в Государственном реестре патентов Российской Федерации 10 ноября 2010 г. Б.И. №31, 2010.

[18] Технические характеристики волоконно-оптического гироскопа FOG 24 фирмы Al Cielo inertial Solutions Ltd: [сайт]. URL: www.alcielo.com (дата обращения: 06.12.2021).

[19] Технические характеристики волоконно-оптического гироскопа ОИУС 1001 фирмы Оптолинк: [сайт]. URL: www.optolink.ru/ru/products/single_axis_fog (дата обращения: 06.12.2021).

[20] Технические характеристики волнового твердотельного гироскопа фирмы Safran: [сайт]. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8577108> (дата обращения: 06.12.2021).

[21] Лукьянов Д.П., Филатов Ю.В. и др. 50 лет лазерному гироскопу // Фотоника, № 1, 2014. С. 42–61.

[22] Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю., Нахов С.Ф. Опыт проектирования и изготовления блоков измерителей линейного ускорения на кварцевых маятниковых акселерометрах с аналоговой и цифровой системами управления. Монография. Саратов: Изд-во СГТУ им. Гагарина Ю.А., 2021, 240 с.

[23] Технические характеристики угловых энкодеров фирмы Renishaw: [сайт]. URL: www.renishaw.ru/ru/enclosed-optical-encoders--425273 (дата обращения: 06.12.2021).

[24] Делекторский Б.А. Проектирование гироскопических электродвигателей. М.: Машиностроение, 1968. 252 с.

[25] Дубенский А.А. Бесконтактные двигатели постоянного тока. М.: Энергия, 1967. 144 с.

[26] Двигатель постоянного тока: [сайт]. URL: www.electroprivod.com (дата обращения: 06.12.2021).

[27] Двигатель постоянного тока: [сайт]. URL: www.siemens.com (дата обращения: 06.12.2021).

[28] Двигатель постоянного тока: [сайт]. URL: www.ielectro.ru (дата обращения: 06.12.2021).

[29] Двигатель постоянного тока: [сайт]. URL: www.dynamo.ru (дата обращения: 06.12.2021).

[30] Депутатова Е.А. Способ повышения стабильности задаваемой угловой скорости в прецизионных стендах с инерциальными чувствительными элементами // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления №3 (13), 2010. С. 23–31.

Эффект дифракционной невязимности в лазерном гироскопе

Е.А. Петрухин
АО «Серпуховский завод «Металлист»
Серпухов, РФ
e-mail: petruhin53@mail.ru

А.С. Бессонов
МИРЭА – Российский технологический университет
(РТУ МИРЭА)
Москва, РФ

Аннотация—Представлен анализ эффектов, вызывающих сдвиг нуля лазерного гироскопа. Показано, что в условиях жестких тепловых и механических деформаций, основным источником сдвига нуля является эффект дифракционной невязимности. Дифракция на апертурах кольцевого резонатора в сочетании с нелинейной поляризуемостью активной среды приводит к разности частот встречных волн. Представлены результаты модельных экспериментов, позволивших выявить масштабы деформаций и сдвига нуля лазерного гироскопа, связанных с влиянием дифракционного эффекта.

Ключевые слова—кольцевой лазер, кольцевой резонатор, сдвиг нуля лазерного гироскопа, селекционирующая диафрагма, эффект дифракционной невязимности встречных волн.

I. ВВЕДЕНИЕ

Лазерные гироскопы (ЛГ) на основе кольцевого He-Ne лазера с длиной волны 632,8 нм широко используются для решения многих задач навигации, геодезии и геофизики. Одной из главных проблем решаемых разработчиками ЛГ является повышение стабильности сдвига нуля. Этого не очень просто добиться особенно в условиях жестких тепловых и механических деформаций.

Введение температурной коррекции позволяет в некоторых случаях уменьшить сдвиг нуля лазерного гироскопа. Для этой цели в различных точках корпуса гироскопа устанавливаются температурные датчики. Это дает возможность мониторить динамику тепловых полей. В случае хорошо известного сценария изменения температуры (например, увеличение температуры после включения газового разряда) такая коррекция может работать эффективно и на порядок уменьшить сдвиг нуля.

Однако, когда динамика изменения температуры становится более сложной, этот подход не работает. Это показывает, что не все физические эффекты, влияющие на сдвиг нуля, учтены при построении коррекционных соотношений.

Согласно классификации физических эффектов [1], которые приводят к частотной невязимности в кольцевом лазере (КЛ), они могут разделены на два вида: линейные – пропорциональные усилению активной среды и нелинейные – пропорциональные превышению усиления над потерями кольцевого резонатора (КР).

Коррекция, упомянутая выше, учитывает (по умолчанию!) только линейные эффекты. К этим эффектам относятся потоки в газовом разряде или конвекция, вызванная градиентом температуры вдоль каналов корпуса ЛГ.

Среди нелинейных эффектов, вызывающих сдвиг нуля, можно отметить поляризационный и дифракционный эффекты [2]. Поляризационный эффект является типичным для ЛГ с невязимным фазовым элементом Фарадея. В настоящее время этот тип ЛГ используется редко.

Дифракционный эффект более присущ ЛГ с вибрационной подставкой. Дифракция встречных волн на апертурах каналов ЛГ в сочетании с нелинейной поляризуемостью активной среды приводит к сдвигу нуля ЛГ.

II. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ФИЗИЧЕСКОЙ ПРИРОДЫ ДИФРАКЦИОННОГО ЭФФЕКТА В КОЛЬЦЕВОМ ГАЗОВОМ ЛАЗЕРЕ

Дифракционная невязимность в кольцевом газовом лазере была впервые описана в [3–6]. Особенно стоит упомянуть авторов [5], которые провели эксперименты с кольцевым He-Ne лазером (3,39 мкм длина волны, атомный переход неона 3S2-3P4). Были выявлены основные тренды поведения разностной частоты встречных волн при введении в КР различного вида диафрагм.

Значительная величина коэффициента усиления активной среды (более 100%) позволила работать в режиме сильной дифракции, что позволяло избежать явления порога захвата и использовать дифракционную невязимность в качестве частотной подставки. Величина разностной частоты $\Delta\nu$ в этих экспериментах могла превышать 106 Гц при периметре трех зеркального резонатора 75 см.

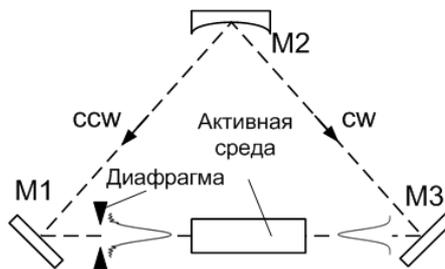


Рис. 1. Эффект дифракционной невязимности в кольцевом лазере

Рис. 1 иллюстрирует физический смысл дифракционного эффекта.

Распределения полей встречных волн отличаются друг от друга, когда диафрагма расположена асимметрично относительно торцов газоразрядной трубки.

Это вносит значительные искажения в поле волны в направлении против часовой стрелки. В то же время эти искажения сглаживаются для волны в направлении по часовой стрелки после ее прохода через КР до противоположного конца активной среды. В результате возникает различие в нелинейных поляризуемостях встречных волн, что приводит к появлению частотной подставки, описываемой следующим соотношением:

$$\Delta\nu = A_d \left(\frac{\alpha}{\delta} - 1 \right), \quad (1)$$

где α – коэффициент усиления активной среды, δ – потери КР, A_d – коэффициент, величина которого определяется размером диафрагмы и ее расположением на оптической оси КР.

Основной особенностью поведения A_d является изменение знака при перемещении диафрагмы от одного края газоразрядной трубки до другого. При симметричном расположении диафрагмы коэффициент A_d приблизительно равен нулю: $A_d \approx 0$.

Разработчики ЛГ используют эту особенность, помещая диафрагму в точку, симметричной относительно торцов газоразрядных каналов. С этой целью уменьшают величину дифракционных потерь. В современных ЛГ эта величина равна приблизительно 20-40 ppm.

Эти меры помогают значительно уменьшить сдвиг нуля ЛГ и увеличить его стабильность. Если в случае, описанном выше [5], мы говорили о величине дифракционной подставки на уровне 10^6 Гц, то в современных ЛГ эта величина может составлять 10^{-2} - 10^{-3} Гц или, в терминах угловых скоростей вращения, сотые-тысячные $^\circ/\text{час}$.

Наши эксперименты показали, что дифракционный эффект не исчезает даже при симметричном расположении селектирующей диафрагмы.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эксперименты проводились с ЛГ с периметром 58 см. Частота вибрации составляла 230 Гц при амплитуде около 250 мкГц. Измерялась горизонтальная составляющая скорости вращения Земли. Перед измерениями ДГ програвался в течении 5 часов.

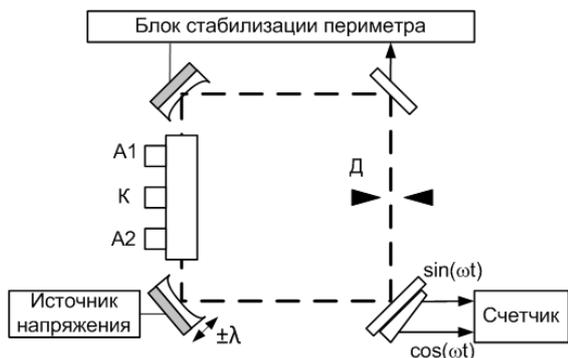


Рис. 2. Принципиальная схема эксперимента: A_1 и A_2 – аноды, K – катод, D – диафрагма

Пьезоэлектрические корректоры (ПЭК) были установлены на двух сферических зеркалах с радиусом кривизны около 5 м. Один ПЭК был подсоединен к блоку стабилизации периметра КР. Второй ПЭК управлялся при помощи источника напряжения (рис. 2).

Использование второго ПЭК позволяло управлять процессом деформации КР. На рис. 3 приведены результаты 100-секундных отсчетов для трех положений ПЭК: $\Delta L=0$ и $\Delta L = \pm\lambda$.

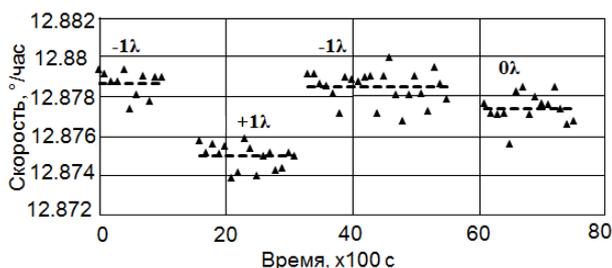


Рис. 3. Вертикальная составляющая скорости вращения Земли для трех положений второго ПЭК

Средние значения вертикальной составляющей вращения Земли Ω_z и стандартного отклонения S составили:

$$+1 \lambda: \Omega_z=12.8787 \text{ }^\circ/\text{час}, S=0.0007 \text{ }^\circ/\text{час};$$

$$-1 \lambda: \Omega_z=12.8750 \text{ }^\circ/\text{час}, S=0.0008 \text{ }^\circ/\text{час};$$

$$+1 \lambda: \Omega_z=12.8785 \text{ }^\circ/\text{час}, S=0.0008 \text{ }^\circ/\text{час};$$

$$0 \lambda: \Omega_z=12.8774 \text{ }^\circ/\text{час}, S=0.0008 \text{ }^\circ/\text{час}.$$

То есть при смещении второго ПЭК на $\pm\lambda$ величина изменения сдвига нуля ЛГ составляла около $0,004^\circ/\text{час}$.

Прежде всего следует ответить на вопрос относительно природы этого сдвига. Можно ли его приписать влиянию линейных эффектов?

Очевидно, что градиенты температуры такое поведение не могут объяснить. В качестве возможного источника сдвига нуля ЛГ попробуем рассмотреть поток газового разряда активной среды.

Чтобы оценить влияние этого эффекта, нужно принять во внимание, что сдвиг нуля около $4^\circ/\text{час}$ наблюдался при включении одного разрядного промежутка. В случае включения двух идентичных (по геометрическим размерам и величинам разрядных токов) разрядных промежутков парциальные сдвиги нуля полностью компенсируют друг друга.

При смещении оптической оси появляется разбаланс коэффициентов усиления. Величину сдвига нуля ЛГ можно оценить из следующего соотношения:

$$\Delta\Omega = 4 \frac{\Delta\alpha}{\alpha_0} \text{ }^\circ/\text{час}, \quad (2)$$

где α_0 – усиление в центре газоразрядной трубки, $\Delta\alpha$ – разбаланс коэффициентов усиления.

При проведении оценок мы предположили параболический характер поперечного распределения усиления (r – расстояние от центра канала):

$$\alpha(r) = \alpha_0(1 - ar^2), \quad (3)$$

где $a = 0,27 \text{ мм}^2$, что соответствует двукратному уменьшению усиления на стенке канала диаметром 2,7 мм.

Пример экстремального разбаланса, когда разность усилений максимальна, представлен на рис. 4.

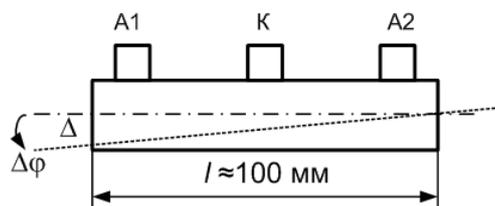


Рис. 4. Положение оптической оси КР при максимальном разбалансе коэффициентов усиления разрядных промежутков. A_1 и A_2 – аноды, K – катод

Несложно оценить угол наклона оптической оси относительно оси канала газового разряда, используя следующее отношение:

$$\Delta\phi = \Delta/l, \quad (4)$$

где $l \approx 100 \text{ мм}$ – длина разрядного промежутка, Δ – сдвиг оптической оси на входе в разрядный промежуток.

Численные оценки показали, что сдвиг нуля $0,004^\circ/\text{час}$ достигается в случае, когда угол наклона превышает одну угловую минуту. Заметим, что это почти на два порядка превышает типичное значение наклона оптической оси корпуса ЛГ при деформациях КР. Таким образом, мы приходим к выводу, что наблюдаемый сдвиг нуля нельзя отнести к действию линейных эффектов.

Рассмотрим дифракционный эффект. Прежде всего сделаем несколько важных замечаний относительно модели деформаций КР.

1. Сдвиги нуля ЛГ, связанные с дифракционным эффектом, формируются на апертуре селективирующей диафрагмы. Другие апертуры не могут внести значительный эффект. В нашем случае мы имеем диафрагму овальной формы размером $2,15 \times 1,84$ мм и диаметр разрядного канала $2,7$ мм.

2. Величина наклона оптической оси составляет не более $1-2$ угл. с, поперечное смещение на диафрагме может достигать 50 мкм.

3. В нашем случае смещение ПЭК может сопровождаться изменением угла наклона оптической оси на уровне $1-2$ угл. с.

Величину поперечного смещения оптической оси можно оценить из результатов измерений потерь КР в зависимости от приложенного к ПЭК напряжения. В нашем случае ПЭК были установлены на сферических зеркалах (см. рис. 2). Если мы используем два идеальных ПЭК, оптическая ось не изменяет своего положения на диафрагме в случае, когда к ПЭК прикладывается одно напряжение.

В реальной ситуации оптическая ось изменяет свое положение, и вслед за этим изменяются дифракционные потери. На рис. 5, а представлена экспериментально измеренная зависимость потерь КР от напряжения, приложенных к ПЭК.

Для того чтобы определить связь между потерями и смещениями оси, мы провели расчет зависимости дифракционных потерь от смещения щелевой диафрагмы. Расчет выполнен в рамках модели геометрооптического приближения. Результат представлен на рис. 5, б. При этом симметричное положение диафрагмы соответствовало дифракционным потерям 40 ррп.

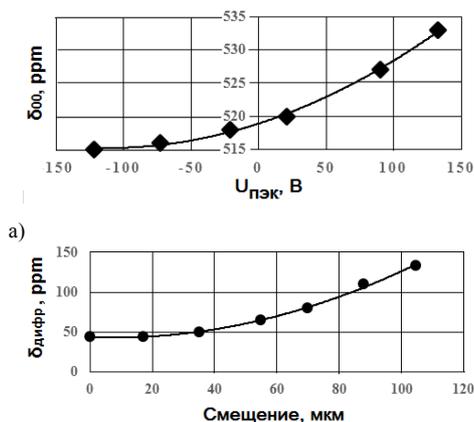


Рис. 5. Зависимость потерь от напряжения, приложенного к ПЭК (а), результат расчета дифракционных потерь при смещении щелевой диафрагмы (б)

Сравнивая эти данные, можно оценить не только величину поперечного смещения (около 50 мкм), но и изменение угла наклона ($1-2$ угл. с). Единственное, что мы не можем определить, – в каком направлении происходит смещение: в плоскости КР или перпендикулярно ей.

Заметим, что при перемещении одного идеального PZT оптическая ось изменяет угол наклона. Похожая задача была рассмотрена в [7], где поворот оптического контура использовался для создания частотной подставки с амплитудой около $1^\circ/\text{час}$. Авторы этой работы использовали так называемый режим противофазного смещения двух ПЭК. При смещении двух ПЭК на $\pm\lambda$, наблюдался поворот всего оптического контура КР примерно на 1 угл. с.

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ВЫВОДЫ

Как было упомянуто выше, асимметрия оптического контура КР по отношению к селективирующей диафрагме является источником частотной невзаимности ЛГ. Можно указать на два механизма такой асимметрии.

Первый механизм связан с неодинаковостью радиусов кривизны зеркал R_1 и R_2 (при рассмотрении случая четырех зеркального КР). Различие в параметрах фокусировки для встречных волн в данном случае эквивалентно смещению диафрагмы в продольном направлении. При поперечном смещении оптической оси изменяются как потери КР, так и сдвиг нуля ЛГ.

В качестве второго механизма укажем на асимметрию формы края диафрагмы для встречных волн КР. На рис. 6, а представлен пример такой диафрагмы. Здесь мы видим заметное различие в условиях дифракции для волн в направлении по часовой стрелке и против нее.

Заметим, что и симметричная форма края диафрагмы (рис. 6, б) не всегда гарантирует отсутствие сдвига нуля, связанного с дифракционным эффектом. В данном примере представлена диафрагма, край которой имеет треугольную форму. При изменении угла наклона оптической оси появляется различие в условиях дифракции встречных волн. Для одной из волн угол наклона оси по отношению к грани края диафрагмы увеличивается, для другой – уменьшается.

В случае диафрагмы с краем круглой формы этой асимметрии можно избежать (рис. 6, в). В этом примере изменение угла наклона оптической оси не приводит к различиям условий дифракции встречных волн. Таким свойством обладают диафрагмы с формой в виде эллиптического тора или цилиндра.

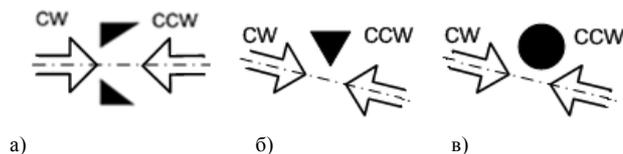


Рис. 6. Примеры асимметрии условий дифракции встречных волн: а) асимметричная форма диафрагмы, б) асимметрия, появляющаяся при изменении угла наклона оптической оси, в) – пример диафрагмы, которая не вносит асимметрии

Рассмотренные выше типы асимметрии по-разному влияют на сдвиг нуля и другие характеристики ЛГ. Выходная мощность ЛГ хорошо коррелирует с поперечным смещением оптической оси и изменениями дифракцион-

ных потерь. Напротив, небольшие изменения угла наклона оси (1-2 угл. с) практически не отражаются на выходной мощности ЛГ, но в то же время приводят к сдвигу нуля.

На данном этапе работы мы не можем однозначно ответить, какой из этих типов асимметрии превалирует. Можно попробовать обратиться к работам других авторов, где анализируются результаты климатических испытаний ЛГ.

Так, в работе [8] приведены результаты анализа поведения сдвига нуля ЛГ при изменении температуры в диапазоне от -40°C до $+60^{\circ}\text{C}$. Исследовались корреляционные связи с различными рабочими параметрами ЛГ.

В частности, было установлено, что сдвиг нуля слабо зависит от выходной мощности ЛГ. Коэффициент корреляции не превышал 22%.

Более значительным оказался коэффициент корреляции сдвига нуля от разности амплитуд синус-косинусных информационных сигналов. Его величина составила 77%. При этом различие амплитуд сигналов достигало 10%.

Попробуем объяснить эти результаты влиянием дифракционного эффекта. С этой точки зрения, корреляционную связь с выходной мощностью можно интерпретировать как влияние поперечного смещения оптической оси на диафрагме. Для того чтобы понять связь сдвига нуля ЛГ с амплитудами синус-косинусных сигналов, необходимо сказать, почему эти сигналы изменяются при наклоне оптической оси.

Напомним, что в ЛГ используются смесительная призма и два фотодетектора для регистрации синус-косинусных сигналов. Для формирования интерференционных полос нужного размера в вершину 90-градусной смесительной призмы вводят небольшое (около 10 угл. с) угловое рассогласование. При наклоне оптической оси интерференционные полосы перемеща-

ются относительно положения фотодетекторов. Вследствие чего амплитуды информационных сигналов изменяются. Таким образом, корреляцию сдвига нуля ЛГ и разности амплитуд сигналов можно приписать действию дифракционного эффекта.

Разумеется, мы понимаем, что результаты, представленные выше, являются всего лишь косвенным подтверждением дифракционной природы сдвига нуля ЛГ. Следует также отметить, что существующие теории дифракционных эффектов не дают возможности оценить даже масштаб величины сдвига современных гироскопов. Эти теории были созданы почти полвека тому назад и основывались на результатах экспериментов, в которых дифракционный сдвиг нуля превышал 104-105 Гц. Большие сомнения возникают в универсализме теорий, позволяющих адекватно описывать сдвиги нуля ЛГ в диапазоне от 10^{-3} до 10^6 Гц.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Волновые и флуктуационные процессы в лазерах / под ред. Ю.Л. Климонтовича. М.: Наука, 1974. 415 с.
- [2] Кравцов Н.В., Кравцов Н.Н. Невзаимные эффекты в кольцевых лазерах // Квантовая электроника. 1999. Т. 27. №2. С. 98–120.
- [3] Фрадкин Э.Е. Дифракционное расщепление частот в газовом кольцевом лазере // Оптика и спектроскопия. 1971. Т. 31. № 6. С. 952–960.
- [4] Бирман А.Я., Савушкин А.Ф. Теория дифракционных явлений в кольцевых лазерах // Оптика и спектроскопия. 1974. Т. 37. №2. С. 317–321.
- [5] Валуев А.Д., Савранский С.А., Савушкин А.Ф., Шокин Б.А. Дифракционное расщепление частот в ОКГ с длиной волны 3.39 мкм // Оптика и спектроскопия. 1970. Т. 29. С. 410–414.
- [6] Радина Т.В. Дифракционные явления в кольцевых газовых лазерах // Квантовая электроника. 2007. Т. 37. №6. С. 503–521.
- [7] Guangfeng Lu, Zhenfang Fan, Shaomin Hu, and Hui Luo, Mirrors Movement-Induced Equivalent Rotation Effect in Ring Laser Gyros, *Optics Express*, 2013, vol. 21, no. 12, pp. 14458–14465.
- [8] Geng Li, Fei Wang, Guangzong Xiao, Guo Wei, Pengfei Zhang, and Xingwu Long, Temperature Compensation Method Using Readout Signals of Ring Laser Gyroscope, *Optics Express*, 2015, vol. 23, no. 10, pp. 13320–13332.

Оценка влияния виброподставки на точность навигационной системы на основе лазерных гироскопов с плоским контуром и акселерометров типа Q-flex

П.А. Филатов
МФТИ

Долгопрудный, Россия
petr.filatov@phystech.edu

А.Д. Морозов
АО «ЛАЗЕКС»

Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

И.С. Кружилин
МФТИ

Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

А.А. Фомичев
МФТИ, АО «ЛАЗЕКС»

Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

П.В. Ларионов
АО «ЛАЗЕКС»

Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

А.Б. Тарасенко
МФТИ

Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

Аннотация—Исследовано влияние виброподставки лазерного гироскопа на показания акселерометров. Использование лазерного гироскопа с плоским резонатором полезно для миниатюризации навигационных систем, но приводит к возникновению эффекта влияния виброподставки лазерного гироскопа на сигнал акселерометра. Высокая точность системы в таком случае достигается путем усложнения математической модели и калибровки. Смоделирована ошибка навигации инерциальной навигационной системы при прямолинейном движении летательного объекта с учетом шумовой составляющей сигнала акселерометров с работающей и выключенной виброподставкой. На основе полученных данных даны рекомендации по учету шумовой составляющей при калибровке навигационной системы.

Ключевые слова—акселерометр Q-flex, инерциальная навигационная система.

I. ВВЕДЕНИЕ

Для точного определения координат летательного аппарата (ЛА) используются современные высокотехнологичные инерциальные датчики, такие как лазерные гироскопы и акселерометры, входящие в состав бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). При работе системы возникают погрешности инерциальных измерений, которые приводят к медленному накоплению ошибок автономной навигации. В связи с этим актуальной является задача нахождения оптимальных составляющих БИНС (акселерометров, гироскопов и их комплектующих).

Точность БИНС определяется точностью инерциальных датчиков. При этом влияние лазерных гироскопов (ЛГ) и акселерометров (АК) на точность НС можно рассматривать как отдельно, так и вместе. Среди факторов, влияющих на погрешность измерений, выступает температура и скорость ее изменения, может влиять магнитное поле. Эти факторы влияния достаточно изучены. Сравнительно неисследованным фактором, влияющим на погрешность измерений АК, является виброподставка для ЛГ с плоским контуром резонатора.

При значительных размерах и массе инерциального модуля (ИМ) такого влияния можно избежать путем выбора места дислокации АК, максимально защищенного от виброподставки. Однако при миниатюризации систем (современная тенденция) этим способом вос-

пользоваться не всегда удается из-за компактности размещения датчиков. Таким образом, возникает эффект влияния виброподставки на показания АК, который проявляется не только в увеличении шумовой составляющей измерений, но и в смещении среднего значения измерений. При этом смещение зависит от пространственной ориентации блока относительно \vec{g} .

Данная работа посвящена изучению такого влияния с использованием не только критерия точности по прямым измерениям, но и критерия погрешности инерциальной навигации, а также разработке способов уменьшения такого влияния. Методы исследования – экспериментальные, аналитические, компьютерное моделирование.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

A. Влияние виброподставки ЛГ на сигнал АК

ЛГ с виброподставкой широко применяются в БИНС благодаря эффективному уходу из зоны захвата частот. При этом большую часть времени ЛГ находится вне этой зоны и способен реагировать на угловую скорость, предел которой определяется шумовыми характеристиками самого ЛГ. К одному из ключевых недостатков метода ЛГ с виброподставкой относится генерация механических колебаний, приводящих к появлению шума в сигнале АК. На рис. 1 демонстрируется влияние вибрации такого рода на вертикальный и боковой акселерометр.

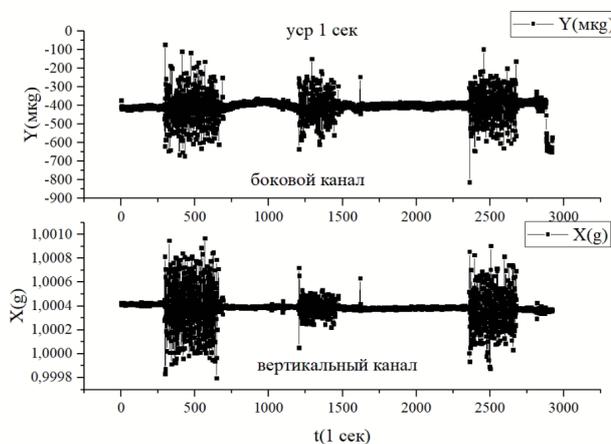


Рис. 1. Влияние виброподставки на сигнал акселерометров

Для наблюдения эффекта проводилось включение виброподставки на 10 мин. Акселерометры находились в инерциальной сборке с виброподставкой и работали непрерывно. По результатам испытаний (рис. 1) видно, что шумовая составляющая сигналов АК для вертикального и бокового канала БИНС при работающей виброподставке и усреднении 1 с не превышает 1000 мкг. При усреднении 10 с величина шума составляет 100 мкг, что было представлено в работе [1].

Б. Оценка навигационной ошибки для системы «платформой, свободной в азимуте»

Ошибка инерциальной навигации определяется следующими факторами: начальным значением ошибок; ошибками датчиков первичной информации; видом движения, совершаемого объектом. Рассмотрим скоростную и координатную ошибку при прямолинейном движении объекта. Упрощенная модель ошибки рассмотрена в [2] и может быть выражена в виде:

$$\delta r(t) = \frac{T_s^2(\delta a - g \cdot \alpha_0)}{(2\pi)^2} \cdot \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T_s} t\right) + R \cdot \delta \omega \cdot \left(\frac{T_s}{2\pi} \sin \frac{2\pi}{T_s} t - t\right), \quad (1)$$

где t – время, T_s – период Шулера, δa – погрешность акселерометра, g – ускорение свободного падения, α_0 – начальная ошибка определения вертикали, $\delta \omega$ – погрешность гироскопа, R – радиус Земли.

В (1) не учитываются суточные колебания ошибки, в виду отсутствия влияния перекрестных связей. Поэтому пользоваться такой моделью можно на интервале времени с ограничением 2-3 часа.

При рассмотрении ошибки инерциальной навигации при прямолинейном движении без поворота ошибка, вносимая погрешностью акселерометров, оказывается скомпенсированной. Это следует из задачи выставки системы, так как начальная ошибка определения вертикали высчитывается по показаниям акселерометров, следовательно, $\delta a - g \cdot \alpha_0 = 0$. Рассмотрим координатную ошибку при прямолинейном движении после поворота по курсу. После поворота ошибка горизонтирования (угол тангажа $\delta \theta$, угол крена $\delta \gamma$) увеличивается в зависимости от угла поворота и достигает максимального значения при повороте на 180° (для тангажа), и влияние ошибок акселерометров будет складываться. Максимальная ошибка координаты при максимальной погрешности акселерометра без погрешности гироскопа имеет вид [2]:

$$|\Delta r| = \max_t \max_{\delta a} |\delta r(t)| = \frac{2 \cdot T_s^2 \cdot \sqrt{2} \cdot 2 \cdot \delta a_{\max}}{(2\pi)^2}. \quad (2)$$

В. Влияние шума на модель погрешностей акселерометров

Стандартная математическая модель погрешностей акселерометров описывается полиномом третьей степени по температуре. По результатам калибровки акселерометров, размещенных в БИНС, находятся такие погрешности акселерометров, как смещение нуля, погрешность масштабного коэффициента, несоосность, расположение акселерометров – size-effect. Эти погрешности рассчитываются из данных с усреднением по времени, которое соответствует выдаче навигационной информации БИНС. Если среднее значение ошибки не зависит от шага усреднения, то усреднение можно проводить с большим временем. Это позволяет разделить шумовую составляющую сигнала акселерометра от вычитываемой погрешности. В противном случае это может привести к росту навигационной ошибки. Воздействие вибрации на акселерометры типа Q-flex может давать сдвиг выходного сигнала [3], но амплитуда вибрации от виброподставки очень мала для возникновения резонанса из-за размеров инерциального модуля.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В работе представлены результаты испытаний образца БИНС, являющегося глубокой модификацией серийно выпускающихся систем НСИ-2000 МТГ (рис. 2). В инерциальный модуль БИНС входят отечественные Q-flex акселерометры ВА-2 и гироскопы ЛГК 180М.

А. Результаты испытаний БИНС

На первом этапе проводилась непрерывная запись сигнала с АК при однократном включении и отключении ЛГ с виброподставкой (рис. 2). Во время работы виброподставки и после отключения не наблюдается изменчивость в показаниях АК.

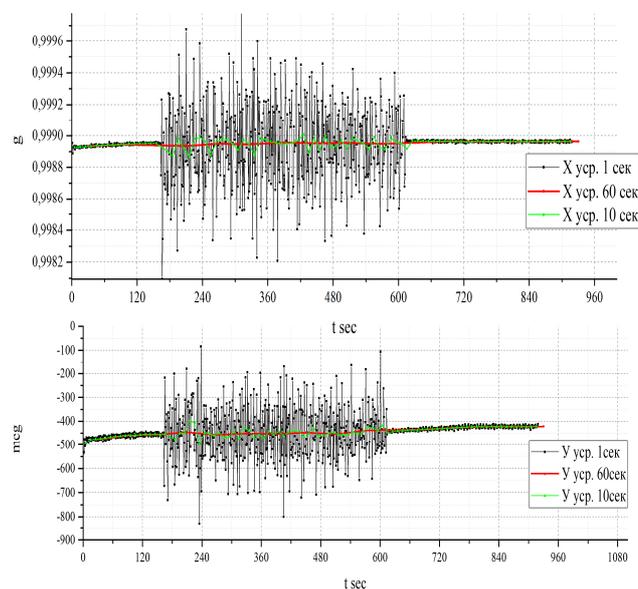


Рис. 2. Вертикальный и боковой канал ускорений БИНС, усреднение 1 (черный), 10 (зеленый), 60 (красный) секунд

Второе испытание проводилось с включением ЛГ с виброподставкой на 10-минутные временные промежутки с паузами (рис. 3).

Для наблюдения смещения сигнала АК от вибрации данные с АК усреднялись по 1, 10 и 60 с. Как видно из рис. 3 при усреднении 60 с (красный) шум полностью усреднен, при этом динамика показаний АК не меняется в течение всего эксперимента.

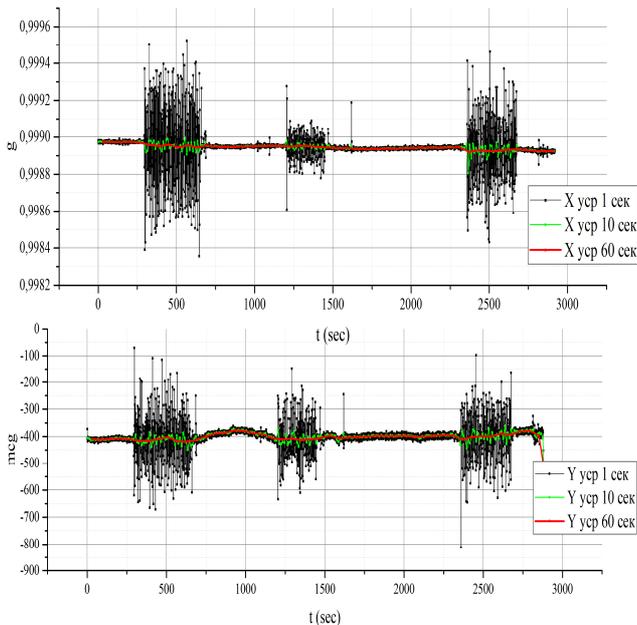


Рис. 3. Вертикальный и боковой канал ускорений БИНС, усреднение 1 (черный), 10 (зеленый), 60 (красный) секунд

В табл. 1 приведена величина шума по результатам испытаний.

ТАБЛИЦА 1. ВЕЛИЧИНА ШУМА В СИГНАЛЕ АК

Первое испытание			
Усреднение (сек)	X (мкг)	Y (мкг)	Z (мкг)
1	1700	747	2310
10	142	98	384
60	32	54	47
Второе испытание			
Усреднение (сек)	X (мкг)	Y (мкг)	Z (мкг)
1	1170	742	3280
10	189	88	382
60	54	41	81

При расчете погрешностей акселерометров используются накопленные данные сигналов с акселерометров и гироскопов. Учитывая, что среднее значение набора данных в пределах нескольких мкг не зависит от времени усреднения, то и погрешности АК (несоосность главных осей АК, смещение нуля, несоосность крепе-

ния АК в инерциальной сборке, масштабный коэффициент и его погрешность) рассчитываются без вибрационной ошибки.

Б. Оценка навигационной точности

Задача навигационной информации определяется областью применения БИНС, как и частота выходных данных. Для оценки точности воспользуемся (2) с учетом временной составляющей t и максимальным значением некомпенсированной ошибки АК δa для данных, усредненных на 1 с.

$$\delta r(t) = \frac{T_s^2 \sqrt{2} \cdot 2 \cdot \delta a_{\max}}{(2\pi)^2} \cdot \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T_s} t\right) \quad (3)$$

Тогда СКО $\Delta r_{\text{безВП}}$ 1,7 км а СКО $\Delta r_{\text{сВП}}$ составляет 4 км.

IV. ВЫВОДЫ

В работе исследованы влияние виброподставки ЛГ на сигнал АК. Из результатов следует, что шум не влияет на расчет погрешностей АК, так как не дает смещение сигналов АК. Калибровку приборов следует проводить с большим временем для увеличения времени усреднения (при усреднении 1 мин шум меньше 100 мкг). По значениям остаточного значения ошибки проведена оценка навигационной точности БИНС с включенной и выключенной виброподставкой. СКО максимальной ошибки определения местоположения с значениями некомпенсированной ошибки акселерометров (данные при секундном усреднении) составляет 4 км.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Тарасенко А.Б., Ларионов П.В., Миликов Э.А., Фомичев А.А., Успенский В.Б. Результаты модификации интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы НСИ –2000MTG // 27 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам (МКИНС). С. 116.
- [2] Успенский В.Б., Татарникова О.А. Математические основы инерциальной навигации: учеб. пособ. Х.: Изд-во «Підручник НТУ «ХПИ»», 2017. 192 с.
- [3] Колбас Ю.Ю., Томилини А.В., Ладонкина М.В. Экспериментальные исследования погрешностей Q-flex и Si-flex акселерометров при механической вибрации // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2017. Вып. 3. С. 13–19.
- [4] Климов Д.М. Инерциальная навигация на море: Учебное пособие. М.: Наука, 1984.

Модель упругой динамической деформации виброподвеса лазерного гироскопа и методика ее калибровки

Г.О. Баранцев
Лаборатория управления и навигации мех.-мат. ф-та,
МГУ имени М.В. Ломоносова
г. Москва, Россия
gleb.barantsev@math.msu.ru

И.Х.Шаймарданов
АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса»
г. Раменское, Россия
ilhamzinst@rambler.ru

А.В. Козлов
Лаборатория управления и навигации мех.-мат. ф-та,
МГУ имени М.В. Ломоносова
г. Москва, Россия
a.kozlov@navlab.ru

А.В. Некрасов
АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса»
г. Раменское, Россия
al_nekrasov@mail.ru

Аннотация—В работе описывается модель упругих динамических крутильных деформаций виброподвеса лазерного гироскопа. Исследуется ее влияние на точность определения ориентации по показаниям инерциальных датчиков, входящих в состав бескарданной инерциальной навигационной системы. Приводится методика калибровки соответствующих параметров и способ их компенсации в режиме навигации. Предложенный способ является дополнением методики калибровки систем навигационного класса точности на поворотном стенде с горизонтальной осью вращения, разработанной в 2009 году Н.А. Парусниковым. Параметры упругих деформаций виброподвесов включаются в оцениваемый вектор состояния стандартной модели погрешностей инерциальных датчиков. В работе исследуются условия наблюдаемости новых компонент и ковариации ошибок их оценки, приводятся результаты реальных экспериментов. Рассмотренная авторами ранее модель с тремя параметрами расширяется до девяти параметров, подлежащих калибровке.

Ключевые слова—инерциальные навигационные системы, виброподвес, лазерные гироскопы, калибровка, упругие деформации, алгоритмы.

1. ВВЕДЕНИЕ

Принцип действия лазерных гироскопов основан на появлении фазового сдвига встречных лучей во вращающемся интерферометре. Однако при малых угловых скоростях происходит синхронизация частот встречных сигналов, что не позволяет регистрировать фазовый сдвиг. Один из способов устранения этой особенности в бескарданных инерциальных навигационных системах (БИНС) предполагает установку лазерного гироскопа на виброподвес, создающий высокочастотные колебания корпуса гироскопа, тем самым сдвигая рабочую точку в линейную зону [1, 2]. Находясь на такой подставке, лазерный гироскоп совершает псевдослучайные вибрации относительно корпуса БИНС с амплитудой порядка десятков градусов в секунду. В полезном сигнале гироскопа эти колебания большей частью компенсируются, например, при помощи специального датчика угловой скорости, однако остаточные некомпенсированные колебания имеют величину порядка десятых долей градуса в секунду.

Экспериментально установлено, что момент сил, действующих в конструкции виброподвеса, сдвигает среднее положение остаточных колебаний, что приводит к угловому смещению гироскопа вокруг оси чувствительности.

Влияние описанного эффекта на точность навигационного решения существенно зависит от траектории движения объекта, где установлена БИНС. В случае если ориентация объекта относительно вертикали большую часть времени в среднем постоянна и при этом объект редко испытывает значительные перегрузки, влияние данного эффекта незначительно и им можно пренебречь. Однако существуют траектории реальных полетов, в которых погрешность координат достигает свыше километра за час только за счет упругой деформации виброподвесов лазерных гироскопов. Примеры таких смоделированных ошибок координат на реальных траекториях приведены на рис. 1.

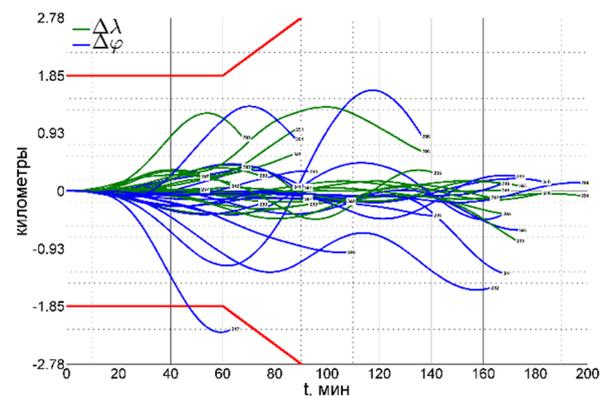


Рис. 1. Примеры смоделированных ошибок координат, вызванных упругой деформацией виброподвесов лазерных гироскопов, на реальных полетных траекториях

Изгибные деформации осей виброподвесов лазерных гироскопов уже рассматривались в литературе [3, 4]. Для их калибровки предлагалось проводить особые эксперименты и вводить специальную модель. Ранее рассматривалась калибровка модели для поворотов гироскопа вокруг оси виброподвеса под действием силы, направленной вдоль этой оси [7]. В данной работе добавлена зависимость от компонент силы, перпендикулярных оси виброподвеса. Приводятся результаты их компенсации, и исследуется их влияние на точность навигационного решения. Крутильная эластичность виброподвеса вокруг его оси вращения значительно сильнее изгибных деформаций в силу его назначения и конструкции, и поэтому она вносит больший вклад в ошибки навигационного решения.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТИ

Построим модель наблюдаемых погрешностей, связанных с упругой динамической деформацией виброподвеса лазерного гироскопа

Рассматривается один гироскоп. Действующие на него перегрузки вызывают малые повороты виброподвеса за счет упругих деформаций конструкции. При включенном виброподвесе это означает смещение среднего положения, вокруг которого происходят вибрации. Коэффициенты линейной связи угла поворота и удельной силы обозначим μ_{ij} , где $i \in \{X, Y, Z\}$ – номер гироскопа, j – номер оси системы координат, связанной с корпусом гироскопа. Выражение для угла поворота гироскопа γ_i вокруг оси его чувствительности имеет вид:

$$\gamma_i = \mu_{i1}f_1 + \mu_{i2}f_2 + \mu_{i3}f_3, \quad (1)$$

где f_j – проекция удельной силы реакции, действующей в основании виброподвеса. Коэффициенты μ_{ij} на практике достаточно малы, чтобы считать в модели (1) поле сил внутри блока чувствительных элементов однородным, а также чтобы пренебрегать погрешностями их измерений. Таким образом, в дальнейшем вместо f_j в (1) можно использовать измерения ньютометров f'_j . Переходя к угловым скоростям, проекция измеряемой лазерным гироскопом угловой скорости на его ось чувствительности изменится на величину

$$\Delta v_i = -d\gamma_i / dt = -\mu_{i1} df_1 / dt - \mu_{i2} df_2 / dt - \mu_{i3} df_3 / dt, \quad (2)$$

где Δv_i – дополнительный дрейф, связанный с упругой деформацией виброподвеса лазерного гироскопа.

III. ЗАДАЧА КАЛИБРОВКИ

Для того чтобы в режиме числения ориентации компенсировать описанные выше дополнительные дрейфы ориентации с использованием модели (1), необходимо получить оценки коэффициентов μ_{ij} . Учитывая их малость, в большинстве экспериментов на поворотных стендах удельную силу реакции, действующую на блок чувствительных элементов БИНС, можно считать постоянной и совпадающей с реакцией опоры. В этом случае для производной вектора удельной силы по компонентам в (2) и матрицы L перехода от опорных (навигационных) осей к приборным имеем:

$$df / dt \approx -d[L \cdot g] / dt = -[dL / dt] \cdot g - L \cdot dg / dt = \omega \times [L \cdot g] = \omega \times f, \\ f = [f_x, f_y, f_z]^T, \quad \omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T, \quad g = [0, 0, -g_0]^T.$$

Последнее равенство следует из кинематического уравнения Пуассона, связывающего производную матрицы ориентации и угловую скорость ω приборного трехгранника (пренебрегаем вращением Земли), и постоянства проекций вектора удельной силы тяжести g в опорных осях.

Рассмотрим далее модель инструментальных погрешностей гироскопов. Например, стандартная модель содержит постоянные дрейфы v_i^0 , погрешности масштабных коэффициентов Θ_{ii} и перекосы осей чувствительности Θ_{ij} , $j \neq i$, с высокочастотными стохастическими составляющими типа белого шума v_i^s :

$$\omega' - \omega = -v^0 - \Theta \cdot \omega - v^s, \quad (3)$$

где ω' – тройка измерений гироскопов, v^0, v^s – столбцы из соответствующих компонент, а Θ – матрица из элементов Θ_{ij} . Рассмотренные выше дополнительные дрейфы, связанные с упругой деформацией виброподвеса, внесут систематический вклад в инструментальную погрешность гироскопов. В исходную модель (3) добавятся дополнительные слагаемые (2):

$$\omega'_1 - \omega_1 = \dots - \mu_{i1}(\omega_y f_z - \omega_z f_y) - \mu_{i2}(\omega_z f_x - \omega_x f_z) - \mu_{i3}(\omega_x f_y - \omega_y f_x), \\ \omega'_2 - \omega_2 = \dots - \mu_{i3}(\omega_y f_z - \omega_z f_y) - \mu_{i1}(\omega_z f_x - \omega_x f_z) - \mu_{i2}(\omega_x f_y - \omega_y f_x), \\ \omega'_3 - \omega_3 = \dots - \mu_{i2}(\omega_y f_z - \omega_z f_y) - \mu_{i3}(\omega_z f_x - \omega_x f_z) - \mu_{i1}(\omega_x f_y - \omega_y f_x).$$

В этом виде описанная модель пригодна (и используется) для стендовой калибровки БИНС.

В настоящей работе используется методика стендовой калибровки Н.А. Парусникова (МГУ им. М.В. Ломоносова) для БИНС в сборе, в которой задача калибровки сводится к оцениванию вектора состояния линейной динамической системы с измерениями [5, 6]. В вектор состояния входят малые компоненты вектора конечного поворота – кинематической ошибки ориентации БИНС, вычисленной по показаниям гироскопов ω' , а также все параметры модели ее инструментальных погрешностей. В качестве измерений используется разность модельной (вычисленной на основе показаний инерциальных датчиков) удельной силы реакции и ее истинного вектора, противоположного силе тяжести. В качестве алгоритма оценивания используется фильтр Калмана.

В литературе [3] предложена методика калибровки подобных погрешностей, однако она требует установки БИНС на специальный кронштейн для равномерного вращения по конусам в различных положениях и не реализуема в полной мере на стандартных трехосных поворотных стендах. Предлагаемый в работе план вращений является дополнением к серийно применяемой в АО «ИТТ» методике калибровки БИНС и состоит из начальной выставки, набора вращений вокруг каждой из приборных осей, установленной горизонтально, ряда статических положений и конусных вращений БИНС.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАДАЧИ КАЛИБРОВКИ

Для проверки оцениваемости введенных параметров μ_{ij} в калибровочном эксперименте и проведения ковариационного анализа было выполнено моделирование. Конусное вращение осуществляется подачей команды двум осям стенда двигаться по синусоидальному профилю угловой скорости со смещенной на одну четверть периода фазой. Во время таких вращений одна из приборных осей БИНС описывает конус вокруг вертикали или горизонтальной оси. После начальной выставки БИНС переходит в режим числения ориентации. Алгоритм оценивания на протяжении всего эксперимента после начальной выставки используется один и тот же, без деления на этапы.

Использовались модельные данные, полученные имитатором БИНС на трехосном поворотном стенде. В показаниях лазерных гироскопов смоделировано наличие упругих динамических деформаций виброподвеса с коэффициентами $\mu_i = 10''/g$. Здесь и далее в единицах измерения примем $g = 9,8 \text{ м/с}^2$. В отсутствие шумов измерений при моделировании длительность калибровки сокращена вчетверо по сравнению с реальным экспериментом.

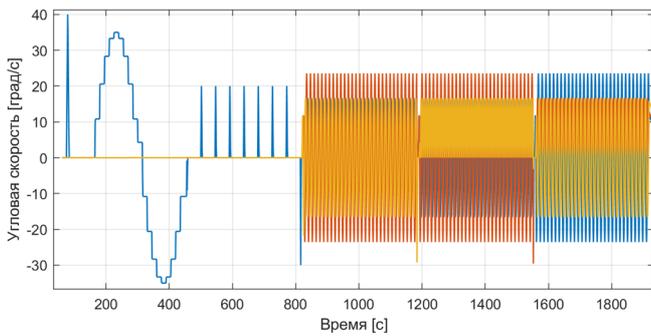


Рис. 2. Имитируемый профиль угловой скорости вращения стенда при моделировании

На рис. 3 ниже представлено изменение во времени оценок коэффициентов упругой деформации виброподвеса и их ожидаемые ковариации σ_{ij} ($i \in \{X, Y, Z\}$, $j \in \{1, 2, 3\}$). Моделирование проводилось по профилю угловой скорости, показанному на рис. 2, для каждой приборной оси БИНС. Анализ результатов обработки модельных данных показывает хорошую оцениваемость новых параметров модели инструментальных ошибок в предложенной методике испытаний и то, что параметры оцениваются правильно. Ожидаемая точность оценки в соответствии с ковариациями на конец эксперимента составляет порядка долей угловой секунды на единицу удельной силы в г.

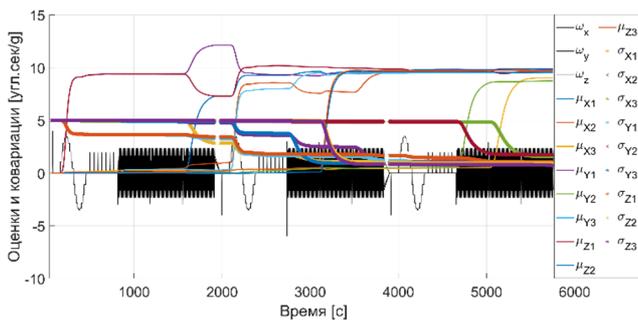


Рис. 3. Оценки и ковариации коэффициентов упругой динамической деформации виброподвесов при моделировании калибровки

V. ОБРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

В АО «ИТТ» был проведен эксперимент, подобный рассмотренному выше, на трехосном поворотном стенде. Эксперимент был проведен по укороченной методике, в которой не проводились стандартные калибровочные циклы вращения (БИНС считалась предварительно откалиброванной). Кроме того, переключение режимов вращения стенда происходило вручную, что привело к тому, что предложенные в методике конусы не удалось реализовать в точности. Для проверки наблюдаемости в получившемся эксперименте было проведено моделирование. С помощью имитатора трехосного стенда были смоделированы движения, которые получилось реализовать в эксперименте. В показаниях лазерных гироскопов было смоделировано наличие упругих динамических деформаций виброподвеса с коэффициентами $\mu_{ij} = 10''/g$. На рис. 4 приведены результаты обработки этого моделирования: оценки коэффициентов линейной связи угла упругого поворота оси виброподвеса и удельной силы и оценки ковариаций их ошибки. Черным на графике показана угловая скорость вращения стенда (для удобства поделена на 10). Моделирование показало, что при таком эксперименте не все коэффициенты являются хорошо

наблюдаемыми. Поэтому часть оценок нельзя считать достоверными.

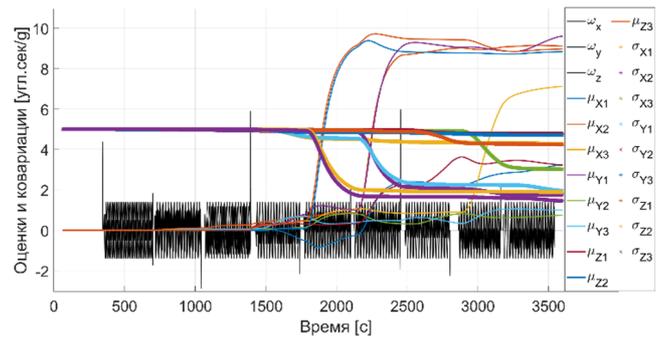


Рис. 4. Оценки коэффициентов упругой динамической деформации виброподвесов в моделировании реального эксперимента

На рис. 5 приведены результаты обработки реального эксперимента: профиль угловой скорости, фактические оценки коэффициентов линейной связи угла упругого поворота оси виброподвеса и удельной силы и оценки ковариаций их ошибки. Оценки для восьми коэффициентов близки и составляют от 0,5–1,5 [угл. с]/g по модулю. Оценка оставшегося коэффициента составляет 4,8 [угл. с]/g.

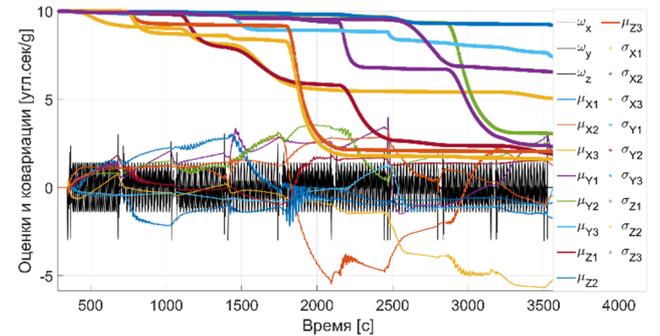


Рис. 5. Оценки коэффициентов упругой динамической деформации виброподвесов в реальном эксперименте

Далее приведено сравнение навигационных решений, первое из которых не учитывает наличия упругих деформаций виброподвеса, а во втором они компенсируются с использованием оцененных коэффициентов из модели (1). При этом круговая ошибка координат уменьшается с 6000 м до 3000 м.

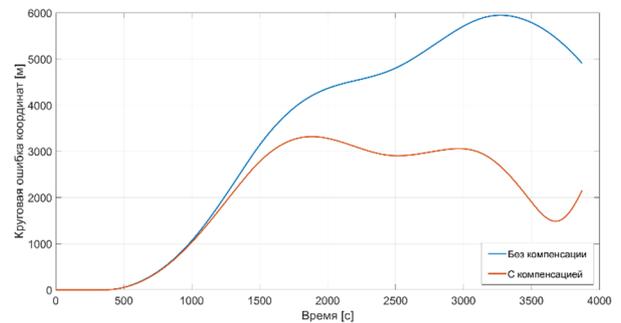


Рис. 6. Влияние компенсации упругих динамических деформаций виброподвеса лазерного гироскопа на скоростные ошибки навигационного решения в калибровочном эксперименте

Навигация проводилась по данным системы, совершающей конусные движения. Несмотря на то что нужный сдвиг фазы синусоидального движения осей стенда из предложенной методики реализовать не удалось и не

все параметры модели оценились достаточно хорошо, компенсация дает ощутимый результат.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе описана модель упругих крутильных динамических деформаций осей виброподвесов лазерных гироскопов БИНС и способ ее калибровки. Параметры этих деформаций оцениваются в стандартных калибровочных экспериментах, дополненных конусными вращениями, и для исследуемой системы их величина составляет около 1 [угл. с]/g за исключением одного коэффициента, для которого она составила 4 [угл. с]/g. Компенсация этих деформаций на этапе счисления ориентации существенно улучшает точность навигации при определенных движениях БИНС.

Например, в рассмотренном эксперименте, круговая ошибка координат без компенсации составляет до 6000 м и уменьшается до 3000 м.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Weng Chow, Hambenne, J., Hutchings, T., Sanders, V., Sargent, M., and Scully, M., Multioscillator laser gyros, IEEE J Quantum Electron, 1980, vol. 16, no. 9, pp. 918–936, doi: 10.1109/JQE.1980.1070599.

- [2] Азарова В.В., Макеев А.П., Кузнецов Е.П., Голяев Ю.Д. Частотная характеристика лазерных гироскопов в широком диапазоне угловых скоростей вращения // Гироскопия и навигация. 2018. №2 (101). С.3–14. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.2.003-014.
- [3] Diesel, J.W., Calibration of a Ring Laser Gyro Inertial Navigation System, Thirteenth biennial guidance test symposium, Holloman AFB, New Mexico, 6, 7, & 8 October 1987.
- [4] Wang, L., Wu, W., Pan, X., Dynamic Error Compensation and Parameter Optimization for RLG SINS in Vibration Environments, 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 29–31 May, 2017.
- [5] Вавилова Н.Б., Васинева И.А., Голован А.А., Козлов А., Папуша И.А., Парусников Н.А., Калибровка в инерциальной навигации // Фундаментальная и прикладная математика. 2018. Том 22. №2.
- [6] Тарыгин И.Е. Методика калибровки тепловой модели блока чувствительных элементов, состоящего из трех датчиков угловой скорости // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. №4. С. 88–102. DOI 10.17285/0869-7035.0016.
- [7] Баранцев Г.О., Шаймарданов И.Х., Козлов А.В., Некрасов А.В. Упругая динамическая деформация виброподвеса лазерного гироскопа и её влияние на точность определения ориентации // Сборник материалов XXVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, 2021. С. 12–16.

Задержка пробоя и режимы включения разряда в зеемановском ЛГ

Н.В. Тихменев
АО «ГосНИИП»
Москва, Российская Федерация
corund@gosniip.ru

А.В. Белов
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

И.В. Князев
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

В.А. Никитин
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

М.А. Рогожкина
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

Аннотация—Проведено исследование режимов включения разряда в ЛГ. Экспериментально исследованы условия распространения разряда на анод при включении промежутка с дополнительным поджигающим электродом. Экспериментально показана зависимость задержки возникновения разряда от параметров импульсного тока катода, возникающего в момент пробоя. Проведено сравнение режимов включения газового разряда для различных конфигураций газоразрядных промежутков.

Ключевые слова—лазерный гироскоп, разряд, поджигающий электрод.

1. ВВЕДЕНИЕ

Лазерный гироскоп является наиболее распространенным чувствительным элементом инерциальных навигационных систем (ИНС) [1]. Важнейший параметр ЛГ, время готовности, ограничивается задержкой включения (пробоя) газового разряда. В отличие от остальных параметров задержка пробоя носит случайный характер и может достигать секунды и более, после длительного хранения прибора. Поэтому столь актуальны исследования задержки включения разряда, направленные на ее уменьшение.

2. ЦЕЛИ

Целями настоящей работы являются:

- Исследование процесса включения газового разряда в зеемановском ЛГ, в котором помимо катода и анода имеется центральный иницирующий разряд электрод (поджиг).
- Определение условий возникновения разряда по всей длине промежутка (катод – поджиг – анод) в зависимости от параметров тока на электроде поджига.
- Исследование причины задержки пробоя при многократных повторных включениях газового разряда, сравнение режимов включения газового разряда для различных конфигураций газоразрядного промежутка.

3. ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАДЕРЖКИ ПРОБОЯ

А. Предпосылки

Инверсия населенности рабочих атомных уровней в ЛГ создается тлеющим разрядом постоянного тока в гелий-неоновой газовой среде. В мировой практике сложились устойчивые конструктивные решения ЛГ [1, 2]. В большинстве отечественных и зарубежных приборов

применяется один общий катод, ток которого по двум одинаковым разрядным промежуткам поступает на два анода. Электроды поджига совмещают с анодами, и зажигание разряда между анодами предотвращается пространственным разнесением анодов, близким к длине самих разрядных промежутков. В таком ЛГ разрядом занята только половина периметра кольцевого резонатора. В рассматриваемом зеемановском ЛГ газоразрядные каналы расположены симметрично относительно центра с малым пространственным разнесением анодов, что обеспечивает симметричное тепловыделение, стабилизирующее связь встречных волн при температурных воздействиях [3]. Такая конфигурация разряда реализуется только при наличии двух дополнительных электродов поджига, расположенных по центру каждого газоразрядного промежутка, упрощенная схема показана на рис. 1. Известно, что в данной схеме кроме случайных задержек пробоя разряда происходят сбои зажигания разряда по всей длине (катод – поджиг – анод). Задержка включения объясняется недостаточной начальной ионизацией после длительного хранения (часы, сутки) и ограничивает время готовности ЛГ. Подсветка катода практически устраняет первую задержку пробоя [4, 5]. При многократных повторных включениях с короткими паузами (секунды, минуты) в газовой среде сохраняется ионизация и действует ионизирующая подсветка. Но при повторных многократных включениях длительные задержки пробоя могут повторяться, что трудно объяснить недостаточной ионизацией.

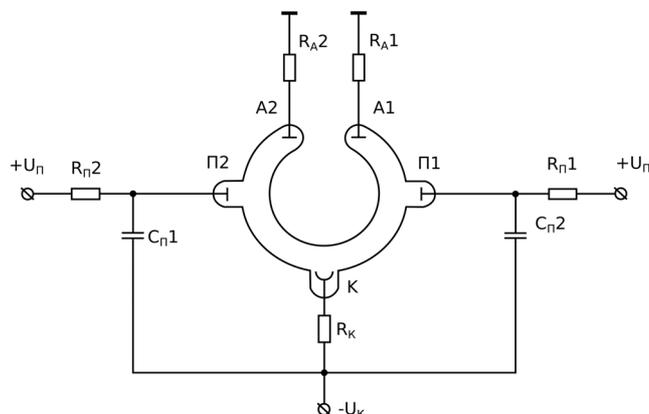


Рис. 1. Схема включения газового разряда в зеемановском ЛГ, А1, А2 – аноды, П1, П2 – электроды поджига, К – катод, Ra1, Ra2 – анодные балластные резисторы, Rп1, Rп2 – балластные резисторы в цепях поджигов, Cп1, Cп2 – конденсаторы в цепях поджигов, Rк – балластный резистор в цепи катода, Uп – напряжение поджига (плюс ~2,5 -3,5 КВ), подаваемое от одного внешнего источника, Uк – напряжение катода (минус ~0,8-0,9 КВ), подаваемое от другого внешнего источника

В. Распространение разряда к аноду

В настоящей работе впервые показано, что повторные задержки пробоя и вероятность правильного (по всей длине) включения разряда зависят от параметров кратковременных импульсов тока, возникающих между катодом и центральным электродом (поджигом) на этапе развития разряда. Впервые количественно связаны параметры импульсов поджига с вероятностью зажигания разряда по всей длине. Впервые сформулированы условия, при которых одновременно с зажиганием разряда по цепи катод–поджиг разряд распространяется на анод:

- 1) разряд между катодом и электродом поджига должен быть неустойчивым, в цепи катод–поджиг могут существовать только релаксационные колебания;
- 2) амплитуда тока релаксационных колебаний должна превышать определенную величину, обеспечивающую распространение разряда на катод.

Первое условие достаточно очевидно, тогда как второе требует пояснения и экспериментального подтверждения. При пробое разряда под действием высокого напряжения между катодом распространяется электронная лавина, и прирост числа электронов за счет ионизации превышает суммарные потери электронов, такие как потери на стенках, на возбуждении атомов и прочие [5, 6]. Когда пробойный потенциал приложен к дополнительному электроду (поджигу), условия развития лавины ионизации выполняются только между этими электродами. При дальнейшем распространении лавины к аноду электроны будут теряться, и малая часть начальной лавины сможет добраться до анода. Чтобы разряд добрался до анода, в промежутке катод–поджиг должно возникнуть избыточное число электронов, существенно превышающее необходимое для поддержания постоянного разряда. Следовательно, амплитуда импульсного тока релаксационных колебаний в цепи катод–поджиг должна многократно превышать постоянный разрядный ток. Распространение разряда на анод, как и задержка пробоя, будет иметь случайный характер, и вероятность этого распространения должна зависеть от амплитуды импульсного тока между катодом и поджигом.

С. Эксперименты

Перейдем к экспериментальному подтверждению. Осциллограмма установления постоянного тока между катодом и анодом представлена на рис. 2. Видно, что в первый момент возникает большой кратковременный ток, который является частью тока импульса поджига, прошедшей до анода. После затухания первого токового импульса на аноде устанавливается стационарный ток тлеющего разряда, определяемый вольтамперной характеристикой газоразрядного промежутка. Параметры импульса поджига можно определить в режиме релаксационных колебаний разряда между катодом и поджигом, которые возникают при нарушении условий существования стационарного разряда между катодом и анодом, когда напряжение на катоде U_k меньше напряжения горения стационарного разряда по цепи катод–анод. Неустойчивость по цепи катод–поджиг обеспечивается показанным на рис. 1 резистором R_p , амплитуда импульсов поджига – конденсатором C_p . Постоянная времени цепочки $R_p C_p$ определяет период релаксационных колеба-

ний, или период следования импульсов поджига. Длительность импульсов поджига существенно меньше периода колебаний напряжения. Форма импульсов тока поджига I_p представлена на осциллограмме рис. 3, записанной запоминающим осциллографом. Следует отметить малую длительность и большую амплитуду тока в импульсе, ограничение амплитуды тока в импульсе поджига производится резистором R_k . Рассчитанные из соответствующих осциллограмм амплитуды тока импульсов поджига представлены в табл. 1.

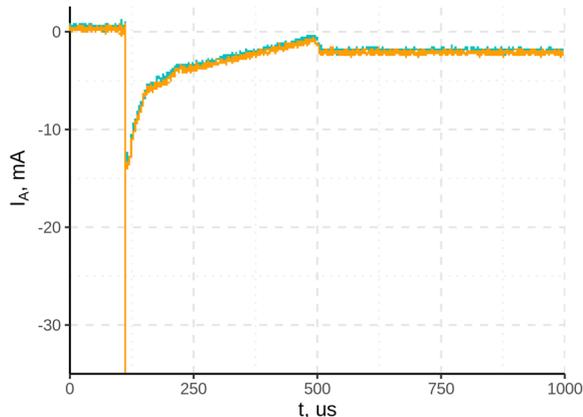


Рис. 2. Переходный процесс установления постоянного анодного тока

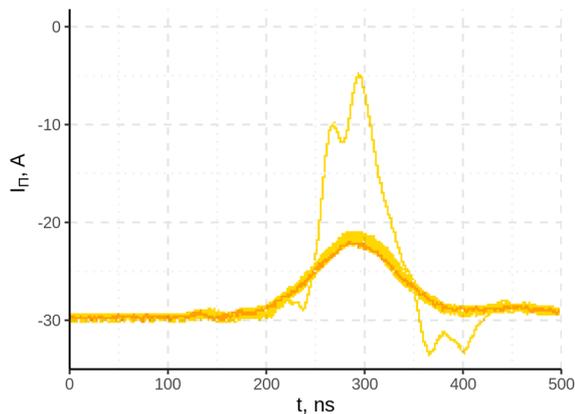


Рис. 3. Осциллограмма зависимости от времени изменения амплитуды импульса поджига. Тонкая линия – первый импульс, жирная линия последующие, повторяющиеся импульсы

TABLE I. ЗАВИСИМОСТЬ ВЕРОЯТНОСТИ ЗАЖИГАНИЯ РАЗРЯДА МЕЖДУ КАТОДОМ И АНОДОМ ОТ АМПЛИТУДЫ ИМПУЛЬСА ТОКА МЕЖДУ КАТОДОМ И ПОДЖИГОМ.

Максимальная амплитуда импульса тока с катода, А	35	15	5	0,6	0,3
Порядок величины резистора, ограничивающего ток катода, (R – единицы Ом)	R	10R	100R	3000R	10000R
Число вкл., шт.	70	70	70	50	50
Число сбоев перехода разряда на анод, шт.	0	0	8	31	50
Вероятность перехода разряда на анод, %	100	100	90	40	0

Видно, что с увеличением R_k уменьшается как амплитуда тока, так и вероятность перехода разряда на анод. Надежное (без сбоев) распространение разряда на анод происходит только при очень больших амплитудах катодного тока поджиговых импульсов.

D. Причина повторяющихся задержек

Описанные выше импульсы поджига могут создавать поверхностные заряды на катоде и оказывать значительное влияние на задержку включения газового разряда. Известно [6, 7], что в газовом разряде всегда присутствуют пространственные и поверхностные заряды вблизи катода, в областях изменений геометрии трубок. Поверхностные заряды стенок приводят к дополнительным потерям электронов, могут даже прерывать разряд в узких трубках [6]. Особенно это должно проявляться в полых катодах, которым свойственно неравномерное распределение плотности тока по поверхности [7]. Технология тлеющего разряда и холодных катодов, используемых в ЛГ, прошла длительный путь развития [8–12]. В [10] описывается механизм возникновения поверхностного заряда на катоде, вызванный неравномерным распределением плотности тока по его поверхности. Авторы [9, 10] связывают возникновение поверхностных зарядов на катоде с качеством материала катода, окисной пленки и величиной плотности тока на катоде. После погасания разряда заряд окисной пленки катода может сохраняться в течение длительного времени. Заряд поверхности катода и неравномерность его распределения по поверхности зависит от величины и неравномерности плотности отбираемого с катода тока [9–11]. Неравномерный заряд поверхности катода может приводить к дополнительным потерям электронов в процессе формирования электронной лавины при пробое разряда и к возрастанию времени задержки и напряжения пробоя. Максимальный ток на катоде развивается в течение поджигового импульса, следовательно, наиболее вероятно, что именно поджиговые импульсы формируют заряд поверхности катода, приводящий к дополнительным потерям электронов и возникновению задержек пробоя разряда при повторных включениях.

Как показывает эксперимент, задержка пробоя при повторных включениях носит случайный характер, что говорит о невоспроизводимости формирования пространственного заряда на катоде единичным токовым импульсом. Поскольку большие задержки включения происходят относительно редко, можно предположить, что именно в эти моменты возникает неблагоприятное распределение пространственного заряда. Следовательно, многократное повторение токовых импульсов должно усреднять распределение заряда и уменьшать среднее время задержки. В штатном режиме разряд устанавливается после прохождения одного поджигового импульса, как это показано на рис. 2. В то же время в разряде могут быть реализованы режимы релаксационных колебаний, при которых генерируются импульсы с большой амплитудой тока. Это релаксационные колебания в присутствии постоянного тока в газоразрядном промежутке (режим 1) и в отсутствие постоянного тока (режим 2). Оба режима показаны на рис. 4. Специальными мерами можно обеспечить возникновение названных режимов перед выключением разряда. Чем быстрее включается разряд, тем больше включений с малым временем задержки. Поэтому задержку возникновения разряда при многократных включениях удобно характеризовать рас-

пределением числа включений по времени задержки, аналогичному распределению плотности вероятности. На рис. 5 показаны распределения числа включений по времени задержки при отключении разряда по штатному режиму (без возбуждения колебаний) и по режимам 1, 2. Видно, что в последнем случае средняя задержка при многократных включениях существенно уменьшается, то есть многократное повторение мощных токовых импульсов позволяет уменьшить вероятность возникновения неблагоприятного распределения пространственного заряда. Практически полное устранение повторной задержки включения происходит при ограничении тока импульса поджига до величины порядка рабочего тока стационарного заряда, реализуемого при полном отключении штатного анода и включении стационарного разряда между катодом и электродом поджига. В данном случае используется известная схема включения, применяемая в ЛГ с виброподвесом. Распределение числа включений по времени задержки для штатной схемы зеэмановского ЛГ и при включении постоянного разряда между катодом и поджигом показаны на рис. 5 (категория Половина). Видно, что во втором случае длительные задержки не возникают.

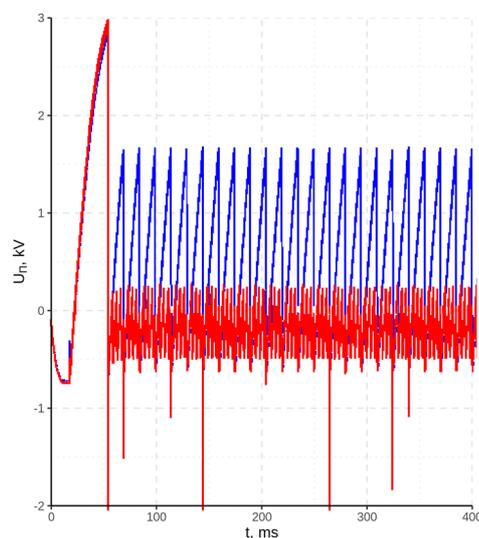


Рис. 4. Зависимость от времени напряжения между катодом и электродом поджига в режиме различных релаксационных колебаний. В первом газоразрядном промежутке (ГРП1, красный) колебания накладываются на постоянный рабочий ток, во втором промежутке (ГРП2, синий) разряд гаснет и зажигается

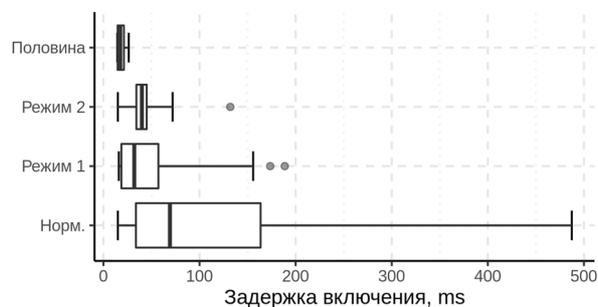


Рис. 5. Распределение числа включений зеэмановского ЛГ по времени задержки пробоя. Норм. – нормальный режим включения, режим 1 – релаксационные колебания между катодом и электродами поджига в присутствии постоянного тока, режим 2 – релаксационные колебания между катодом и электродами поджига в отсутствие постоянного тока. Половина – режим включения разряда постоянного тока между катодом и электродами поджига, аноды отключены, многократно ограничен ток пробоя разряда

Следует отметить, что гарантией малых задержек включения в ЛГ является высокое качество катода [12], обеспечиваемое технологией его изготовления, при котором большие плотности тока не приводят к возникновению неравномерного поверхностного заряда. Критерием качества катода может быть задержка пробоя разряда, измеряемая в условиях воздействия импульсов тока большой амплитуды.

Е. Выводы

В настоящей работе экспериментально исследован механизм возникновения разряда в зеэмановском ЛГ, построенном по схеме с центральным электродом поджига. Экспериментально определены условия зажигания газового разряда в зеэмановском ЛГ по всей длине промежутка катод – поджиг – анод. Установлено, что причиной повторной задержки включения разряда при многократных включениях является возникновение поверхностного заряда катода. Экспериментально исследованы способы уменьшения повторных задержек включения разряда. Показано, что самым эффективным способом уменьшения повторных задержек является отказ от центрального электрода и разнесение анодов на половину периметра кольцевого резонатора, как это реализовано в ЛГ с линейной поляризацией и виброподвесом.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Robin, L., Perlmutter, M., Gyroscopes and IMUs for Defence Aerospace and Industrial, Report by Yole development, 2012.
- [2] Лукьянов Д.П. и др. 50 лет лазерному гироскопу // Фотоника. Вып. 1 (43). 2014. С. 42–61.
- [3] Мельников А.В., Тихменев Н.В. Кольцевой лазер. АС СССР №1628800 с приоритетом от 19.01.1989.
- [4] Голяев Ю.Д., Дроздов М.С., Куляев И.Н., Соловьев Ю.Н., Титов А.Н. Патент РФ № 2140114. Способ иницирования газового разряда в газоразрядных приборах с холодным катодом.
- [5] Pejovic, M.M., Ristic, G.S., Karamarkovic, J.P., Electrical breakdown in low pressure gases, J. Phys. D: Appl. Phys., 2002, 35, R91-R103.
- [6] Капцов Н.А. Электрические явления в газах и вакууме. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1950. 836 с.
- [7] Москалев Б.И. Разряд с полым катодом. М.: «Энергия», 1969. 184 с.
- [8] Аитов Р.Д., Коржавый А.П., Кристя В.И.. Эмиссионные свойства холодных катодов с оксидной пленкой на поверхности для отпаянных газоразрядных приборов // Обзоры по электронной технике. Серия 6. Материалы. М.: ЦНИИ «Электроника», 1991. Вып. 6. 47 с.
- [9] Аитов Р.Д., Коржавый А.П., Кристя В.И. Влияние неравномерности толщины диэлектрической пленки вдоль поверхности холодного катода на характеристики ионного потока в катодном слое тлеющего разряда // Радиотехника и электроника. 1991. Т. 36. № 3. С. 559–563.
- [10] Аитов Р.Д., Коржавый А.П., Кристя В.И. Влияние зарядки поверхности на коэффициент вторичной электронной эмиссии композиционных катодов // Радиотехника и электроника. 1995. Т. 40. № 11. С. 1692–1695.
- [11] Бондаренко Г.Г., Бажин А.И., Коржавый А.П., Кристя В.И., Аитов Р.Д. Определение потенциала поверхности диэлектрического слоя на мишени, бомбардируемой ионным пучком // ЖТФ. 1998. Т. 68. №9. С. 126–128.
- [12] Фарштендикер В.Л., Пролейко Э.П., Пузанов А.Г., Хворостов В.И., Минаева О.И. Патент РФ № 2419913. Способ изготовления полого холодного катода газового лазера.
- [13] Eason, G., Noble, B., and Sneddon, I.N., On certain integrals of Lipschitz-Hankel type involving products of Bessel functions, Phil. Trans. Roy. Soc. London, April 1955, vol. A247, pp. 529–551.

О влиянии наведенного поглощения на захват частот в ЛГ

Н.В. Тихменев
АО «ГосНИИП»
Москва, Российская Федерация
corund@gosniip.ru

М.А. Рогожкина
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

Д.А. Банников
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

И.В. Князев
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Российская Федерация
info@elektmb.ru

Аннотация—Произведено сравнение результатов измерения зоны захвата лазерного гироскопа при различных методах измерения. Теоретически объяснены различия результатов измерения. Экспериментально исследовано влияние наведенного поглощения в диэлектрических зеркалах резонаторов ЛГ на связь встречных волн. Предложена методика определения захвата по нелинейным искажениям выходного сигнала ЛГ.

Ключевые слова—лазерный гироскоп, методы измерения, резонатор.

I. ВВЕДЕНИЕ

Лазерный гироскоп (ЛГ) является наиболее распространенным чувствительным элементом средних и дальних инерциальных навигационных систем (ИНС), что обусловлено многими его достоинствами [1]. Несмотря на глубокую проработку теории [2–5], остаются проблемы требующие исследований. Например, оценка параметров связи встречных волн (СВВ) на стадии изготовления резонатора с целью прогнозирования точностных характеристик ЛГ. Прямое измерение статической зоны захвата дает два порога синхронизации: при уменьшении вращения – зону захвата сверху (меньшей величины), при увеличении – зону захвата снизу (в разы большей величины). Данный гистерезис объясняется только наведением решетки поглощения в покрытии диэлектрических зеркал при очень медленном движении по их поверхности интерференционной картины, сформированной встречными лучами [6]. Считалось, что зона сверху соответствует теоретическому представлению о захвате [7, 8], однако в последнее время часто возникают несоответствия между измеренной зоной сверху и точностными параметрами ЛГ [9, 10].

II. ЦЕЛИ

Целями настоящей работы являются исследование зависимости результата измерения зоны захвата от условий и методик ее определения, сопоставление определяемой прямым измерением зоны захвата с точностными параметрами ЛГ, оптимизация методики определения захвата по нелинейным искажениям формы сигнала биений и оценка влияния наведенного поглощения на параметры СВВ.

III. ИЗМЕРЕНИЕ ЗАХВАТА

A. Техники измерения зоны захвата

Влияние СВВ на точностные характеристики ЛГ проявляется через нелинейную зависимость масштабного коэффициента (МК) от измеряемой угловой скорости и случайный дрейф. Последний обусловлен зонами нечувствительности к вращению на динамической выходной характеристике ЛГ. По известным методикам из

нелинейности МК и нулевой динамической зоны синхронизации можно рассчитать зону захвата [2–5]. В настоящей работе проведено экспериментальное сравнение значений захвата рассчитанных из нелинейности МК и из динамической зоны синхронизации, результаты эксперимента представлены на рис. 1.

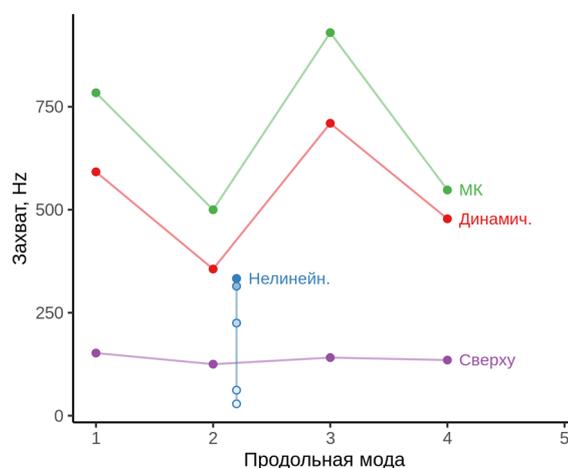


Рис. 1. Зависимость захвата, определенного по разным методикам от номера продольной моды. МК – определение захвата по нелинейности масштабного коэффициента, динамич. – по динамическим зонам, сверху – прямое измерение захвата сверху, нелинейн. – по нелинейным искажениям информационного сигнала при различных частотах биений: 0,1; 0,2; 1; 2; 4 kHz (чем темнее заливка точки, тем выше частота)

Полученные по обоим методикам значения захвата различаются между собой, при этом сильно изменяются в зависимости от настройки резонатора ЛГ на разные продольные моды [8, 11], в соответствии с известной моделью СВВ. Приводимый на этом же рисунке захват сверху, определенный прямым измерением, еще сильнее отличается от полученных пересчетом значений захвата из МК и динамических зон. Кроме того, захват сверху почти не зависит от настройки резонатора на разные продольные моды. Подобные результаты не могут быть случайными, так как повторяются на многих образцах ЛГ и подтверждаются в других экспериментах, хотя и широко не обсуждаются в авторитетных публикациях, а встречаются лишь в студенческих работах [9, 10]. Авторы настоящей работы предположили, что отличие экспериментальных результатов может быть обусловлено различием условий измерения, так как все измерения происходят при различных режимах изменения частотной подставки. Частота подставки (биений) определяет скорость движения интерференционной картины по зеркалам и, следовательно, наведение поглощения в покрытиях зеркал [6], которое в свою очередь влияет на СВВ и далее на вычисляемый из параметров СВВ захват. Для

более глубокого исследования надо иметь методику определения захвата при постоянной (фиксированной) частоте биений.

В. Использование нелинейных искажений для вычисления зоны захвата

Такая методика известна – это определение захвата по нелинейным искажениям формы информационного сигнала, которая осуществляется при фиксированной частоте биений [12], более того, можно измерять захват при разных значениях этой частоты. Изменяя частоту биений при определении захвата, можно исследовать условия наведения поглощения. Известная методика основана на анализе двух квазиквадратурных информационных сигналов ЛГ, при обработке сигналов проводятся сложные и громоздкие математические преобразования для нормирования и приведения их к точным квадратурным. В настоящей работе проведена модернизация известной методики, позволившая упростить алгоритм и повысить ее помехоустойчивость. Как известно [2], выходной сигнал ЛГ описывается уравнением

$$\dot{\psi} = \Omega - \Omega_L \sin(\psi + \epsilon), \quad (1)$$

где ψ , $\dot{\psi}$ – мгновенная разность фаз между встречными волнами и ее производная по времени, ϵ – фаза, Ω – входная угловая скорость, Ω_L – ширина зоны захвата (синхронизации). При постоянной входной угловой скорости решение (1) имеет вид периодической функции со средней частотой, равной

$$u(t) = \sin(2\pi\nu_c t + \delta\nu(t) + \epsilon_1), \quad (2)$$

где $\nu_c = \sqrt{\Omega^2 + \Omega_L^2}$ – средняя частота биений, $\delta\nu(t)$ – девиация частоты биений, пропорциональная зоне захвата Ω_L [2], ϵ_1 – фаза. Анализ численного решения (1) показывает, что относительная девиация частоты биений может быть достаточно точно определена по четным гармоникам выходного сигнала ЛГ. На рис. 2 представлено сравнение точного решения (1) с результатом вычисления захвата по гармоникам сигнала Ω . Результаты нормированы по входной угловой скорости. Видно хорошее совпадение точного решения с результатом вычисления по первым трем четным гармоникам вплоть до соотношения $\Omega_L/\Omega = 0,8$.

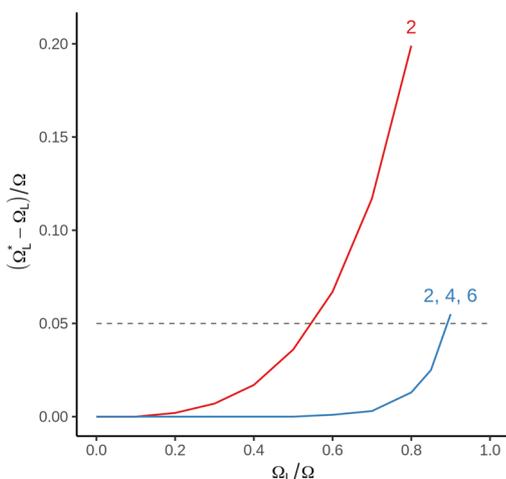


Рис. 2. Вычисление зоны захвата по нелинейным искажениям информационного сигнала. Значения, полученные с использованием второй гармоники обозначены «2». Значения, полученные с использованием первых трех четных гармоник, как «2, 4, 6»

Экспериментальные результаты определения захвата по нелинейным искажениям информационного сигнала представлены на рис. 1 точками, обозначенными «нелинейн.» для продольной моды под номером 2. Для наглядности представления на графике точки искусственно смещены по горизонтальной оси вправо от моды 2. Обозначим данный захват, как Ω_{LH} . Эксперимент показал сильную зависимость Ω_{LH} от несущей частоты сигнала биений. Полученная зависимость захвата (Ω_{LH}) не соответствует теоретической. Для выяснения достоверности эксперимента были измерены аналогичные зависимости на ряде датчиков в расширенном диапазоне частоты биений. На каждом датчике измерения захвата проводились на нескольких продольных модах. Экспериментальные зависимости представлены на рис. 3, а, б для двух сильно различающихся по захвату продольных мод в каждом датчике. При частотах биений, превышающих 2 КГц, полученные значения зоны захвата Ω_{LH} слабо зависят от частоты и различаются от моды к моде в соответствии с интерференционной моделью. При малых значениях биений величина захвата Ω_{LH} , определенного по нелинейному искажению информационного сигнала, оказывается меньше измеренной на данном датчике зоны захвата сверху Ω_B . Полученные результаты нельзя отнести к ошибкам эксперимента, поскольку достоверно наблюдаются биения внутри зоны захвата сверху на частоте ниже, чем захват сверху.

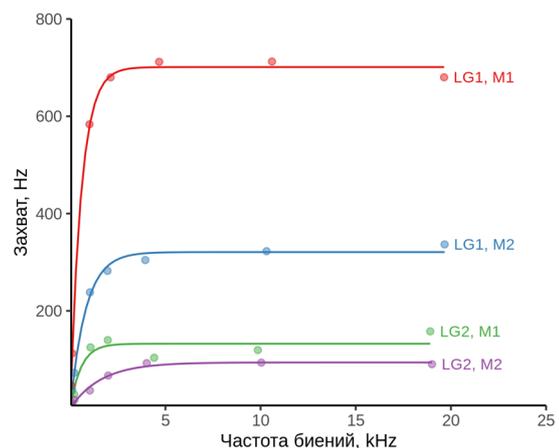


Рис. 3, а. Зависимость «захвата», определенного по нелинейным искажениям от несущей частоты сигнала биений. Номер датчика обозначен как «LG», номер продольной моды – как «M»

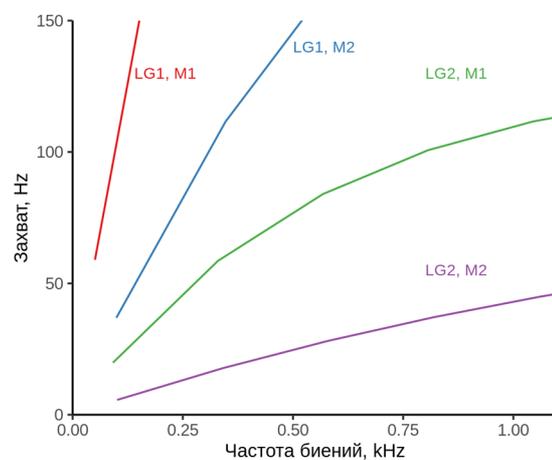


Рис. 3, б. Те же зависимости в увеличенном масштабе

С. Эффект наведенного поглощения

Объяснение описанных явлений укладывается в рамки теории, предложенной авторами [6], где гистерезис захвата при прямом измерении объясняется наведением решетки поглощения в отражающей поверхности зеркала при медленном движении по ним интерференционной картины, образуемой встречными лучами. Скорость движения интерференционной картины по зеркалу в режиме биений изменяется в течение периода биений [2]. Поэтому наведенное поглощение изменяется с периодом, соответствующим длине световой волны, что приводит к увеличению захвата, обусловленного поглощением, по сравнению с захватом, обусловленным чисто диэлектрическими неоднородностями [3]. Причем некоторое увеличение захвата за счет наведенной решетки должно наблюдаться в широком диапазоне частот биений. Как наблюдается в экспериментах, на подходе к захвату и вблизи него всегда возникает значительный низкочастотный шум, приводящий к хаотическому движению интерференционной картины, которое должно стирать наведенную решетку при длительном воздействии. Это подтверждается экспериментально: при длительной (секунды) выдержке внутри области захвата сверху практически на всех датчиках возникают биения. При относительно быстром сканировании в процессе прямого измерения захвата сверху шум не успевает стереть наведенное поглощение, что дает значение зоны захвата сверху, которое больше диэлектрического. Отсюда можно предполагать, что в большинстве датчиков захват, наведенный решеткой поглощения, превышает обычный захват, обусловленный диэлектрической шероховатостью (дефектами). Поскольку биения наблюдаются на частоте 10–20 Гц, можно также предположить, что именно такой захват (диэлектрический) может быть обеспечен существующей технологией при отсутствии поглощения. То есть внимание разработчиков в настоящий момент должно быть уделено на борьбе с поглощением.

IV. Выводы

В результате настоящей работы разработана простая и эффективная методика определения зоны захвата по нелинейным искажениям информационного сигнала ЛГ. Экспериментально показано, что в диапазоне частот биений от нуля до 5-10 КГц для исследуемого типа резонатора СВВ значительно возрастает, что объясняется наведением поглощения в покрытиях лазерных зеркал. Экспериментально измеренный на этих частотах захват не-

плохо согласуется с точностными параметрами ЛГ, откуда (с высокой вероятностью) следует, что СВВ в рабочем режиме ЛГ определяется наведенным поглощением в покрытиях лазерных зеркал.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Robin, L., Perlmutter, M., Gyroscopes and IMUs for Defence Aerospace and Industrial, Report by Yole development, 2012.
- [2] Арановиц Ф. Лазерные гироскопы // Применение лазеров. Под редакцией В.П. Тычинского. М.: «Мир», 1974.
- [3] Волновые и флуктуационные процессы в лазерах. Под ред. Ю.Л. Климонтовича. М.: Главное изд-во физ.-мат. литературы, 1974.
- [4] Хромых А.М. Динамическая характеристика кольцевых лазеров с периодической частотной подставкой // Электронная техника. Серия 11. Лазерная техника и оптоэлектроника. 1990. Вып. 1(53). С. 76.
- [5] Хромых А.М. К теории кольцевого лазера с нестационарными параметрами // Электронная техника. Серия 11. Лазерная техника и оптоэлектроника. 1990. Вып. 2 (54). С. 44.
- [6] Зборовский В.А., Куликов В.Н., Переверзев А.В., Цигуро Н.Г., Шокин Б.А. Влияние взаимодействия излучения с веществом отражателей на характеристики КЛ // Квантовая электроника. 1978. Т. 5. №3. С. 521.
- [7] Ермак Е.М., Синельников А.О., Тихменев Н.В. Влияние температуры внешней среды на захват частот встречных волн в лазерном гироскопе // Труды XI межвузовской научной школы молодых специалистов «Концентрированные потоки энергии в космической технике, электронике, экологии и медицине». 2009.
- [8] Астахов К.В., Голяев Ю.Д., Мельников А.В., Тихменев Н.В. Критерии регулировки связи встречных волн в кольцевом лазере с целью повышения точности лазерного гироскопа // Приборы и системы управления. 1997. № 3. С. 15–17.
- [9] Макеев А.П. Невозмущающий метод измерения порога зоны захвата в зеэмановском лазерном гироскопе // Труды 57-й научной конференции с международным участием, посвященной 120-летию со дня рождения П.Л. Капицы. Москва-Долгопрудный-Жуковский: МФТИ, 2014. С. 35–37.
- [10] Брославец Ю.Ю., Покровская А.Р. Исследование гистерезиса зоны захвата в зеэмановском лазерном гироскопе // Труды 57-й научной конференции с международным участием, посвященной 120-летию со дня рождения П.Л. Капицы. Москва-Долгопрудный-Жуковский: МФТИ, 2014. С. 37–39.
- [11] Федоров А.Е., Зборовский В.А., Рекунов Д.А., Курьлев А.Н., Цифровой лазерный гироскоп с системой минимизации зоны захвата // Материалы XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2017. С. 349–355.
- [12] Алексеев С.Ю., Борисов М.В., Захаров М.А. и др. Определение порога синхронизации встречных волн в кольцевом лазере при обработке первичных квадратурных сигналов // Радиотехника. 2012. №3. С. 165–170.

Измерение потерь прецизионных зеркал кольцевых лазеров

Н.В. Тихменев
АО «ГосНИИП»
Москва, Россия
corund@gosniip.ru

И.Г. Проценко
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Россия
info@elektmb.ru

Д.А. Банников
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Россия
info@elektmb.ru

С.Е. Коршунов
ПАО «Электроприбор»
Тамбов, Россия
info@elektmb.ru

Аннотация—В настоящей работе рассмотрены разработка и экспериментальная проверка методики, позволяющей проводить измерение потерь отдельных зеркал в составе кольцевого оптического резонатора.

Ключевые слова—инерциальная навигация, прецизионные метрологические параметры, оптические потери, пассивный резонатор.

I. ВВЕДЕНИЕ

Лазерные гироскопы (ЛГ) широко применяются в инерциальной навигации для решения различных задач от управления движением самолетов до диагностики железнодорожного пути [1]. Генеральное направление развития технологии ЛГ идет по пути уменьшения оптических потерь кольцевого резонатора и прецизионных лазерных зеркал [1–3]. Технология изготовления зеркал обеспечивает высочайшие параметры, коэффициент отражения лучших современных лазерных зеркал достигает 0,999995. Управлять тонкостями технологического процесса можно только на базе развитой прецизионной метрологии параметров зеркал, прежде всего оптических потерь. Сегодня для этого используется метод многолучевой интерференции, позволяющий по резонансным характеристикам оптического резонатора определить потери всех входящих в него оптических элементов [4–6]. Для определения потерь отдельных зеркал традиционно используется Г-образный лазерный резонатор, который преобразуется в линейный для выделения потерь отдельного измеряемого зеркала [7]. Измерения в кольцевом резонаторе дают лишь усредненную по всем зеркалам величину [6]. Недостатками методов являются: в первом случае для выделения потерь измеряемого зеркала приходится изменять конфигурацию резонатора, что приводит к дополнительным ошибкам, а во втором случае средняя величина потерь рассчитывается по разнотипным зеркалам, что затрудняет выделение информации о каждом технологическом процессе напыления или полировки. Данные недостатки ухудшают точность измерений и снижают эффективность управления технологией.

Целями настоящей работы является разработка и экспериментальная проверка методики, позволяющей измерять (выделять) потери отдельного зеркала в составе кольцевого резонатора.

В настоящей работе была разработана и опробована относительно простая методика, позволяющая выделить потери измеряемого зеркала из суммарных потерь всего оптического резонатора. Причем это можно сделать как для Г-образного, так и для кольцевого пассивных резонаторов.

Работа выполнялась на четырех зеркальном кольцевом резонаторе. Основу пассивного резонатора (кон-

трольного), предназначенного для измерения потерь отдельных (измеряемых) зеркал, составлял пассивный резонатор с тремя рабочими (контрольными) зеркалами. В этом резонаторе предварительно удалена диафрагма, что сделано для минимизации дифракционных потерь. Суммарные потери контрольных зеркал резонатора определяли следующим образом. Проводили четыре измерения потерь контрольного резонатора, образованного тремя рабочими и каждым (одним) из измеряемых зеркал. Полученные результаты можно представить в виде:

$$\begin{aligned}LR_1 &= \Sigma L_K + L_1, \\LR_2 &= \Sigma L_K + L_2, \\LR_3 &= \Sigma L_K + L_3, \\LR_4 &= \Sigma L_K + L_4,\end{aligned}\tag{1a}$$

где LR_{1-4} – измеренные величины потерь пассивного резонатора, образованного тремя рабочими и каждым (одним) из измеряемых зеркал, ΣL_K – пока не известные потери трех контрольных зеркал, L_{1-4} – пока не известные потери каждого из четырех измеряемых зеркал, причем измеряемые зеркала должны составлять комплект, из которого можно собрать резонатор. Малость дифракционных потерь на всех этапах измерений дополнительно проверяли по спектру резонатора сравнением потерь нулевой и поперечных мод. Как известно [8], при равенстве потерь основной моды (TEM00) и поперечных мод (TEM01(10)) дифракционные потери моды TEM00 близки к нулю.

Система (1a) представляет собой систему из четырех уравнений с пятью неизвестными. Чтобы получить пятое уравнение, возьмем еще один такой же, вспомогательный резонатор (с нулевыми дифракционными потерями) и соберем на нем четыре ранее измеренных зеркала. Измеряя потери вспомогательного резонатора получим:

$$LR_5 = L_1 + L_2 + L_3 + L_4,\tag{16}$$

где LR_5 – потери четырех ранее измеренных зеркал, установленных на вспомогательном резонаторе.

Нетрудно видеть, что уравнения (1a) и (16) образуют систему из пяти уравнений с пятью неизвестными, из которых легко вычислить ΣL_K и L_{1-4} . Далее устанавливая в пассивный резонатор зеркала с неизвестными потерями, измеряем потери всего пассивного резонатора LR_i и находим потери любого измеряемого зеркала L_i как

$$L_i = LR_i - \Sigma L_K.\tag{2}$$

Такова достаточно простая методика нахождения потерь рабочих зеркал в пассивном резонаторе.

Точность определения ΣL_K можно значительно повысить за счет увеличения числа измеряемых зеркал. Из пяти зеркал можно сформировать две независимых системы уравнений и получить два значения ΣL_K . Далее увеличивая число измеряемых зеркал и, следовательно, независимых систем уравнений, можно увеличить точность определения ΣL_K усреднением по всем независимым системам. Минимизация влияния дифракционных потерь на погрешность измерения обеспечивается удалением диафрагмы и контролем спектра мод, то есть обеспечением равенства потерь основной и поперечных мод в процессе измерений. Еще одним источником погрешности могут быть смещения оптического контура по контрольным зеркалам при установке в резонатор измеряемых сферических зеркал, возникающей из-за неравномерности распределения потерь по поверхности зеркал. Уменьшают данную погрешность уменьшением данного смещения, которое достигается включением в состав контрольных зеркал хотя бы одного сферического зеркала с малым радиусом кривизны, выбранным из условия

$$R_K \ll R_{ш}, \quad (3)$$

где R_K – радиус кривизны контрольного сферического зеркала, $R_{ш}$ – радиус кривизны зеркал, используемых в штатных кольцевых лазерах (КЛ). Осуществить такой подбор не представляет сложности, поскольку в КЛ используются сферические зеркала с большим радиусом кривизны. Конкретное значение соотношения радиусов R_K и $R_{ш}$ выбирается в соответствии с теорией разъюстировок кольцевых резонаторов [8], чтобы обеспечить малое смещение осевого контура при смещении штатных измеряемых сферических зеркал по посадочной плоскости моноблока пассивного резонатора. Это позволяет определить распределение потерь по всей рабочей поверхности измеряемых зеркал. Зная это распределение нетрудно провести отбор контрольных зеркал с малым разбросом потерь по поверхности и провести повторную сборку контрольного резонатора с улучшенным комплектом контрольных зеркал [9]. Таким образом, можно уменьшить погрешность измерения, обусловленную смещением осевого контура рабочего и вспомогательного пассивных резонаторов.

Самой простой проверкой достоверности методики измерения потерь зеркал является сравнение потерь, измеренных автономно на каждом зеркале в контрольном резонаторе с результатами измерения потерь тех же зеркал в составе собранных штатных резонаторов. Точность такого единичного сравнения невелика, но может быть существенно увеличена при статистическом анализе большого количества экземпляров кольцевых резонаторов и подготовленных для сборки комплектов зеркал. Сравнение затрудняется наличием относительно больших обеспечивающих селекцию нулевой моды в режиме генерации дифракционных потерь в резонаторах, которые заметно различаются в разных образцах, что снижает достоверность статистики. Определение дифракционных потерь в резонаторе возможно по известным потерям нулевой и поперечной мод. Как известно [8], дифракционные потери на моде TEM00 зависят от относительной разности потерь нулевой и поперечной мод:

$$C_5 = (L_{01} - L_{00}) / L_{00}, \quad (4)$$

где L_{00} , L_{01} – потери резонатора на модах TEM00 и TEM01 соответственно. Соотношение (4) определяет селекцию мод в лазере, поэтому величину C_5 обычно называют селективностью. Расчетная зависимость дифракционных потерь от C_5 , была получена А. М. Хромых для неплоского резонатора с эквидистантным спектром, применяемого в зеэмановских ЛГ. Эта зависимость хорошо аппроксимируется соотношением

$$\alpha_d = \alpha_1 C_5 L_{00} + \alpha_2 (C_5 L_{00})^2, \quad (5)$$

где α_d – дифракционные потери резонатора на моде TEM00, α_1 , α_2 – коэффициенты. Вычисление дифракционных потерь позволяет выделить потери зеркал в составе резонатора:

$$\Sigma L_{iR} = L_R - \alpha_d, \quad (6)$$

где L_R – потери собранного резонатора, измеренные после сборки и юстировки. Сравнение потерь зеркал, определенных в составе резонаторов по формуле (6) с потерями тех же зеркал, измеренными ранее на контрольном резонаторе, позволяет сделать выводы о точности метода и качестве выполнения технологических операций. На рис. 1 представлены результаты этого статистического сравнения потерь зеркал, проведенного по большому числу сформированных комплектов и собранных резонаторов.

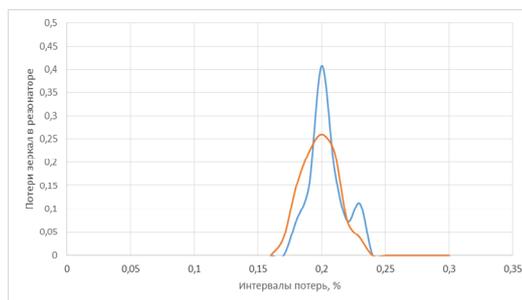


Рис. 1. Относительное распределение суммарных потерь зеркал в составе резонаторов и на этапе автономного измерения потерь. Красная кривая – суммарные потери зеркал в резонаторе после сборки; синяя кривая – суммы потерь тех же зеркал, измеренных автономно на контрольном резонаторе

Хорошее совпадение относительных распределений потерь комплектов зеркал установленных в резонатор с данными автономных измерений свидетельствует о точности методики измерения потерь отдельных зеркал, правильности определения дифракционных потерь и о неизменности параметров зеркал при выполнении технологических операций сборки, юстировки, хранения и прочих.

Следующей проверкой достоверности методики является сравнение потерь зеркал с коэффициентом усиления лазерной активной среды путем измерения порога генерации в лазере [4, 7]. Точность такого сравнения невелика. Существенно повысить точность метода можно путем использования измерения величины зеэмановского расщепления частот в КЛ вместо порога генерации, а также использованием статистического анализа. Эффект Зеэмана в КЛ хорошо изучен, и на его основе созданы ЛГ, которые широко применяются на практике

[10]. Разработана теория [11, 12], позволяющая рассчитывать частоту зеемановских биений в КЛ исходя из измеренных потерь резонатора. На рис. 2 представлена теоретически рассчитанная частота биений зеемановского КЛ при среднем усилении и заданном магнитном поле в зависимости суммарных потерь резонатора.

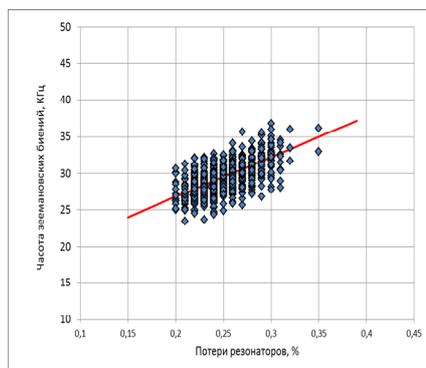


Рис. 2. Зависимость частоты зеемановских биений в кольцевом лазере от потерь резонатора. Красная кривая – теоретический расчет; синие ромбы – экспериментальные значения частоты биений на резонаторах с измеренными потерями

Здесь же приведены результаты измерений частоты биений в кольцевых лазерах с ранее измеренными потерями. Видно хорошее согласование теории с экспериментом.

В рамках настоящей работы разработан контрольный кольцевой резонатор и методика измерения потерь отдельных зеркал в составе этого резонатора. Проведена экспериментальная проверка методики и подтверждена ее достоверность.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лукьянов Д.П. и др. 50 лет лазерному гироскопу // Фотоника. 2014. Вып. 1(43). С. 42–61.
- [2] Аронович Ф. Лазерный гироскоп // Применения лазеров. Под общ. ред. В. П. Гычинского. М.: «Мир», 1974.
- [3] Волновые и флуктуационные процессы в лазерах. Под общ. ред. Ю.Л. Климонтовича. М.: Физматлит, 1974.
- [4] Хирд Г. Измерение лазерных параметров. М.: «Мир», 1970.
- [5] Yoon, S.G., Kang, S.M., Jung, W.S., Kim, S.-M., Yoon, D.H. Effect of assist ion beam voltage on intrinsic stress and optical properties of Ta2O5 thin films deposited by dual ion beam sputtering, *Thin Solid Films*, 2008, 516, pp. 3582–3585.
- [6] Федоров А.Е., Зборовский В.А., Рекунов Д.А., Успехов Н.В., Плешаков Н.С., Мотов П.Д. Установка для юстировки и измерения потерь резонатора лазерного гироскопа // *Материалы XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам*. 2015. С. 308–313.
- [7] Мельников А.В. Измерение коэффициентов отражения зеркал для газовых ОКГ // *ЖПС*. 1967. Т. 6. №6. С. 281.
- [8] Ищенко Е.Ф. Открытые оптические резонаторы. М.: «Советское радио», 1980.
- [9] Коршунов С.Е., Тихменев Н.В. Измерение потерь прецизионных зеркал кольцевых лазеров // *Мир авионики*. 2012. №6. С. 28–33.
- [10] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Дмитриев В.Г. Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии // *Квантовая электроника*. 2000. Т. 30. № 2. С. 96.
- [11] Хромых А.М., Якушев А.И. Влияние пленения резонансного излучения на эффект Зеемана в кольцевом лазере // *Квантовая электроника*. 1977. Т. 4. № 1. С. 27.
- [12] Савельев И.И., Тимонин П.В., Якушев А.И. Эффект Зеемана в кольцевом лазере, работающем в существенно надпороговом режиме генерации // *Квантовая электроника*. 1979. Т. 6. №7. С. 1549.

Мультичастотный твердотельный лазерный гироскоп на $YAG:Cr^{4+}$, система регулирования периметра и создания подставки, режимы работы

Ю.Ю. Брославец
МФТИ,

АО «Лазекс»
г. Долгопрудный, Россия
laseruu@mail.ru

А.А. Фомичев
МФТИ,
АО «Лазекс»

г. Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

Е.А. Полукеев
МФТИ,

АО «Лазекс»
г. Долгопрудный, Россия
epolukeev2105@yandex.ru

В.Г. Семенов
МФТИ,
АО «Лазекс»

г. Долгопрудный, Россия
valerii.semenov.g@gmail.com

В.П. Суровцева
МФТИ

г. Долгопрудный, Россия
surovtseva.vp@phystech.edu

Аннотация—В работе представлены результаты исследования по созданию мультичастотного твердотельного лазерного гироскопа на широкополосной активной среде $YAG:Cr^{4+}$. В гироскопе для повышения точности и подавления шумов используется режим синхронизации мод. На основе выполненных экспериментов и теоретического обоснования показано значительное сокращение спектральной ширины сигналов биений продольных мод и улучшение точности в режиме синхронизации мод. Представлены методы стабилизации частоты генерации в кольцевом лазере гироскопа в многочастотном режиме с использованием эталона частоты и насыщающегося поглотителя. Рассмотрен метод создания частотной подставки на основе электрооптического модулятора.

Ключевые слова—твердотельный лазерный гироскоп, кольцевой лазер, синхронизация мод, захват частоты.

I. ВВЕДЕНИЕ

Современные лазерные гироскопы, используемые в навигационных системах, в основном построены на основе кольцевого He-Ne лазера благодаря ряду качеств, присущих газовым лазерам. В первую очередь это узкая, неоднородно уширенная линия усиления, большое сечение вынужденного перехода, однородная разреженная активная среда, накачка электрическим разрядом, генерация в видимом диапазоне и ряд других качеств [1]. Эти качества способствуют генерации очень узкой линии излучения, незначительной конкуренции встречных волн, высокой стабильности генерируемого излучения, что важно для лазерного гироскопа. В то же время He-Ne лазерные гироскопы требуют применения сложных вакуумных технологий при их производстве. Такие гироскопы обладают достаточно высоким энергопотреблением, подвержены влиянию магнитных полей. В этом плане твердотельные лазерные гироскопы [2, 10, 12, 13] обладают большим преимуществом: высокой технологичностью при производстве, возможностью создания масштабируемого в размерах гироскопа, малым энергопотреблением и высокой эффективностью генерации. Эффективность генерации может составлять десятки процентов. Высокая эффективность и теплопроводность активной среды приводит к малым тепловым возмущениям излучения. Главное преимущество таких гироскопов – это высокая механическая прочность. Создание твердотельного лазерного гироскопа сдерживается од-

нородной линией усиления активной среды, приводящей к сильной конкуренции встречных волн в кольцевом лазере и нестабильности двунаправленной генерации. Кроме того, в усиливающей среде активные центры находятся в фиксированном положении и обладают большим временем жизни, что приводит при захвате частоты к формированию решеток инверсии и, соответственно, периодической структуре показателя преломления и усиления. Ввиду рассеяния на этих структурах связь встречных волн усиливается и в результате увеличивается и область захвата, и конкуренция встречных волн. Тем не менее сложности, возникающие при создании твердотельного лазерного гироскопа, успешно преодолеваются [2, 10, 12, 13]. В работах фирмы Thales представлены твердотельные гироскопы на $YAG:Nd^{3+}$, обладающие параметрами, близкими к He-Ne лазерным гироскопам [10, 13]. В университете University of New Mexico создан твердотельный лазерный гироскоп на основе $Ti^{3+}:Al_2O_3$ [2], работающий в режиме синхронизации мод, в котором преодолены основные препятствия для успешной работы таких гироскопов.

В работе в созданном твердотельном лазерном гироскопе [12] в качестве активной среды был использован кристалл $YAG:Cr^{4+}$ [3–10], обладающий широкой линией усиления ~ 76 ТГц. Это позволяет генерировать большое количество продольных мод даже для кольцевого лазера с небольшим периметром и при их синхронизации получать фемтосекундные импульсы. При генерации импульсов длительностью 30 фс их длина в пространстве составляет чуть меньше 10 мкм. Обеспечив их поочередное прохождение в активной среде, можно существенно ослабить основные отрицательные факторы, присущие твердотельным активным средам.

II. ПОДАВЛЕНИЕ ШУМОВ И СОКРАЩЕНИЕ СПЕКТРАЛЬНОЙ ШИРИНЫ СИГНАЛА БИЕНИЙ ПРИ СИНХРОНИЗАЦИИ МОД

В лазерах на твердотельных активных средах ширина линии усиления обычно существенно больше частотного межмодового интервала и это приводит к генерации большого количества мод. В то же время в He-Ne лазерных гироскопах чаще всего используется двухчастотный или четырехчастотный режим генерации. Обычно многочастотный режим, если не предпринять специальных мер, приводит к увеличению флуктуаций параметров генерируемого излучения и поэтому мало-

применим для использования в лазерных гироскопах. Использование синхронизации мод в многочастотном лазере приводит не только к эквидистантности спектра продольных мод, но и к их фазированию. Из-за наличия определенной области параметров генерации, в которой возможна устойчивая синхронизация мод, внешние воздействия на отдельные моды, не приводящие к выходу за пределы этой области, будут существенно ослаблены благодаря связанности мод. Таким образом, синхронизация продольных мод приводит к существенному подавлению шумов как фундаментальных, присущих лазеру, так и технических, связанных с различными возмущениями [2, 11, 12]. Поскольку при генерации сверхкоротких импульсов все поле сосредоточено в импульсе, внешние возмущения, действующие на оптические элементы резонатора в моменты между импульсами, вызывают меньшие возмущения в генерируемом излучении. Так как импульсы фемтосекундной длительности в пространстве вдоль оси распространения могут иметь размер ~ 10 микрон, то их контакт с возмущающими излучением элементами резонатора крайне мал и внешние возмущения будут существенно ослаблены. Кроме того, синхронизация продольных мод также уменьшает область захвата частоты, ослабляя связь встречных волн в лазерном гироскопе [2, 12].

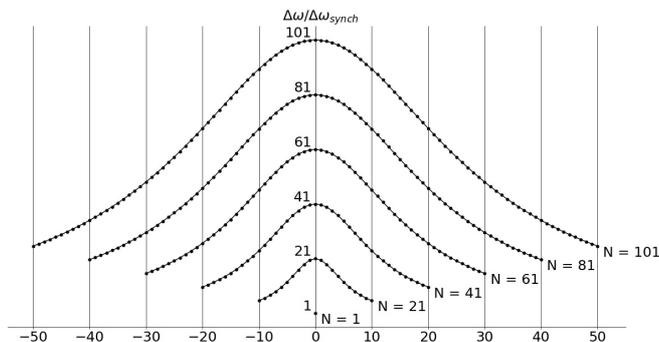


Рис. 1. Семейство зависимостей относительного сжатия ширины линии генерации моды от ее порядка n при различном числе синхронизированных мод N

В режиме синхронизации мод сокращение естественной ширины линии генерации продольной моды n при синхронизации N мод описывается следующим выражением [11]:

$$\Delta\Omega_{nsynch}^n = \left[\frac{1}{N} + \frac{12}{N(N^2-1)} n^2 \right] \Delta\Omega_{fr}^n, \quad (1)$$

$$\Delta\Omega_{fr}^n = \frac{N_2}{N_2 - N_1} \frac{\hbar\omega(\Delta\omega_c)^2}{2\pi P}. \quad (2)$$

Здесь $\Delta\Omega_{fr}^n$ – спектральная ширина моды в режиме свободной генерации, центральная мода имеет номер $n=0$; N_1, N_2 – населенности рабочих уровней, P – генерируемая мощность, $\Delta\omega_c$ – ширина резонансной кривой резонатора, ω – частота генерации. Сокращение ширины спектральной линии генерации синхронизированных продольных мод в соответствии с (1) показано на рис. 1.

Необходимо отметить, что одним из основных факторов, затрудняющих использование твердотельных лазерных сред в лазерных гироскопах, является однородное уширение, приводящее к конкуренции генерируемых встречных волн [2, 10, 12, 13]. Использование син-

хронизации мод и особенностей взаимодействия поляризованного излучения с активными центрами в YAG:Cr^{4+} позволяет существенно ослабить этот негативный фактор [2, 12].

III. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ АКТИВНОЙ СРЕДЫ YAG:Cr^{4+}

Для накачки активной среды YAG:Cr^{4+} может быть использован как YAG:Nd^{3+} лазер с длиной волны ~ 1.06 мкм, так и полупроводниковый или волоконный. Также есть ряд особенностей, приводящих к ослаблению конкуренции встречных волн [7, 12]. В работе [7] показано, что переход между двумя любыми энергетическими уровнями следует разделять на два в соответствии с поляризациями и их ориентациями. Основные параметры активной среды YAG:Cr^{4+} и лазеров на ее основе приведены в табл. 1 [3–9].

ТАБЛИЦА 1

№	$N, 10^{18} \text{ см}^{-3}$	$\sigma(\text{погл}), 10^{-18} \text{ см}^2$	$\tau, \mu\text{s}$	$\lambda, \mu\text{m}$	P	$\sigma(\text{изл}), 10^{-19} \text{ см}^2$
[3]		$\sigma_{\text{вс}}=5.7(\pm 2)$ $\sigma_{\text{ос}}=0.8(\pm 0.2)$				
[4]			3.4–4.5	1.42	7.5 mJ	
[5]	9	$\sigma_{0\pi}=3.9-5.0$ $\sigma_{0\sigma}=0.15-0.19$	4.2±0.1			
[6]		7	3.4	1.4		3
[7]	1			1.48–1.49	200 mW	
[8]	0.2–1.5	0.36–7.0				0.95–3.3
[9]	1.2	7	3.4	1.45	1.9 W	0.75

Работа лазера происходит между двумя широкими полосами 3T_2 и 3A_2 , состоящими из набора энергетических колебательных подуровней (рис. 2).

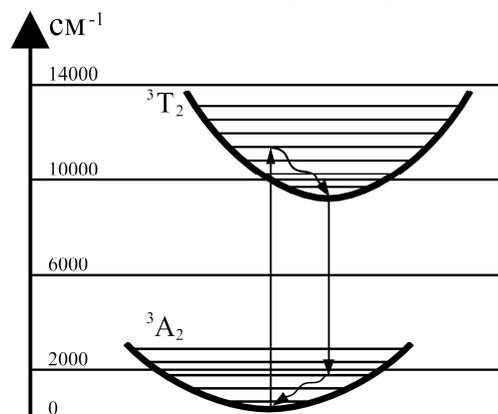


Рис. 2. Схема энергетических уровней в кристалле YAG:Cr^{4+} , используемых для работы лазера

Благодаря этому лазер работает по четырехуровневой схеме. Конкуренция встречных волн в кольцевом лазере на YAG:Cr^{4+} существенно ослаблена. Это возможно благодаря таким особенностям среды, как способность к генерации фемтосекундных импульсов, а также особенностям взаимодействия при генерации активных центров ионов Cr^{4+} с поляризованным излучением.

IV. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

В созданном твердотельном лазерном гироскопе на YAG:Cr^{4+} (рис. 4) [12] синхронизация мод получается либо с помощью акустооптического модулятора, либо за счет керровской нелинейности в активной среде. Для получения высокой точности в твердотельном лазерном

гироскопе необходима стабилизация частоты генерации лазера. Следует отметить сложность технического решения этой задачи и отсутствие на данный момент соответствующих методов в литературе [2, 10, 12, 13]. В работе для стабилизации частоты генерации в многочастотном лазере использовано смещение «глухого» зеркала, установленного на пьезодвигатель для перестройки периметра резонатора. Управляющий сигнал вырабатывался путем сравнения частоты межмодовых биений $\nu_{m+1} - \nu_m$ с частотой эталонного генератора (рис. 4). Также изучен метод стабилизации частоты кольцевого лазера по сигналу биений между удвоенной частотой низкочастотной моды $2\nu_m$ и высокочастотной модой, частота которой ν_{2m} (6) вдвое выше благодаря широкой линии генерации:

$$\nu_m = m \frac{c}{L} - \frac{\Delta\varphi c}{2\pi L}, \quad (3)$$

$$\nu_{2m} = 2m \frac{c}{L} - \frac{\Delta\varphi c}{2\pi L}, \quad (4)$$

$$2\nu_m = 2m \frac{c}{L} - 2 \frac{\Delta\varphi c}{2\pi L}, \quad (5)$$

$$\nu_{2m} - 2\nu_m = \frac{\Delta\varphi c}{2\pi L}, \quad (6)$$

где ν_m – частота моды m , ν_{2m} – частота моды $2m$, $2\nu_m$ – частота второй гармоники моды m , $\Delta\varphi$ – сдвиг фазы при отражении от зеркал и за счет внутрирезонаторной дисперсии, L – периметр резонатора, m – целое число. Для получения второй гармоники излучения моды m используется нелинейный кристалл. Разность частот между частотой низкочастотной моды и ее удвоенной частотой спектра лазера на YAG:Cr^{4+} достигает ~ 180 ТГц, а разность частот между низкочастотной компонентой спектра и высокочастотной ~ 76 ТГц. Поэтому напрямую сигнал биений между второй гармоникой низкочастотной компоненты спектра мод и высокочастотной получить невозможно, и для стабилизации необходимо использовать дополнительный лазер для смещения частоты. Рассмотрен вариант стабилизации частоты с использованием поглощающей ячейки. В качестве поглощающей ячейки удобно использовать C_2H_2 – ацетилен, имеющий ряд линий поглощения вблизи 1.5 мкм. Через ячейку C_2H_2 пропускается генерируемое излучение, и частота лазера подстраивается на максимум поглощения излучения, регистрируемого фотоприемником, путем изменения периметра резонатора.

В целях создания знакопеременной частотной подставки в резонатор лазера устанавливается фазовый электрооптический модулятор, управляемый от сигнала со скоростного фотоприемника, регистрирующего импульсы излучения, получаемые при синхронизации мод. Периодическое изменение оптической длины резонатора с помощью модулятора таким образом, чтобы для импульса, распространяющегося по часовой стрелке, оптическая длина увеличивалась, а импульс против часовой стрелки проходил модулятор, когда оптическая длина уменьшается, будет приводить к изменению частоты биений встречных волн, регистрируемых при совпадении импульсов на выходе оптического смесителя. Это создает смещение разности частот встречных волн для устранения влияния связи волн через рассеяние.

Создание внутрирезонаторной дисперсии, необходимой для генерации фемтосекундных импульсов в режиме синхронизации мод, и перестройка длины волны излучения происходили с использованием призмы, установленной в резонаторе (рис. 4) [12]. Оптимальная длина волны с точки зрения генерации наиболее коротких импульсов получилась ~ 1.5 мкм, при этом есть возможность ее перестройки в широком диапазоне длин волн. Для накачки использовался волоконный иттербиевый лазер, генерирующий на длине волны 1.064 мкм. Кроме того, была изучена возможность использовать в качестве накачки полупроводниковый лазер, а также твердотельный лазер на YAG:Nd^{3+} , работающий в режиме синхронизации мод для получения синхронной накачки.

Используя акустооптический модулятор для синхронизации мод, в YAG:Nd^{3+} лазере было зарегистрировано сокращение ширины спектра сигнала биений продольных мод более чем в 50 раз (рис. 3).

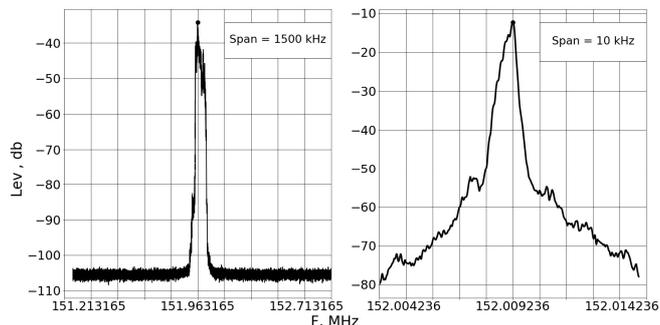


Рис. 3. Спектр сигнала биений продольных мод без синхронизации мод – ширина спектра ~ 80 кГц (слева) и при синхронизации мод – ширина спектра ~ 1.5 кГц (справа)

В результате оптимизации и настройки параметров резонатора YAG:Cr^{4+} лазера была получена стабильная двунаправленная генерация в кольцевом лазере в режиме синхронизации мод. Резонатор кольцевого лазера имеет z – образную конфигурацию, в котором сферические зеркала М3 и М4 обеспечивают фокусировку излучения моды в активной среде (рис. 4). Полученная выходная мощность в каждом направлении достигала 100 мВт. Для синхронизации мод использовался керровский механизм, когда в активной среде, благодаря сильной фокусировке излучения, формируется керровская линза, приводящая к расширению пучка на переднем и заднем фронте импульса (рис. 4, с). Затем, когда импульс с таким поперечным пространственным распределением проходит через диафрагму, то передний и задний фронт сокращаются, обладая большими потерями ввиду большего поперечного размера (рис. 4, с). Это и приводит к формированию более коротких импульсов. В результате в лазере генерируется последовательность фемтосекундных импульсов. Керровская линза в активной среде формируется благодаря гауссовому распределению поперечной структуры поля основной моды и оптическому эффекту Керра. Для ее создания требуется очень сильная фокусировка излучения и сверхкороткие импульсы, обеспечивающие большие интенсивности ввиду малости эффекта. При настройке лазера в режим синхронизации мод была получена длительность импульсов порядка 400 фс, и в этом случае наблюдалось уменьшение флуктуаций интенсивности, спектра генерируемого излучения и частоты биений встречных волн.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате расчетов и численного моделирования создана экспериментальная установка лазерного гироскопа на основе активной среды YAG:Cr^{4+} . Получена керровская синхронизация мод. Проведены исследования по созданию системы стабилизации длины резонатора на поглощающей ячейке и знакопеременной частотной подставке на основе электрооптического затвора.

Исследования показали, что используемая активная среда YAG:Cr^{4+} приводит к малой конкуренции при генерации встречных волн, высокой стабильности двунаправленной генерации и уменьшению флуктуаций сигнала биений при стабилизации частоты генерации в режиме синхронизации мод. Это повышает точность измерения угловых величин при использовании твердотельного лазерного гироскопа на YAG:Cr^{4+} .

В целом, проведенные исследования показали хорошие перспективы создания твердотельного лазерного гироскопа на YAG:Cr^{4+} , работающего в многочастотном режиме генерации при использовании синхронизации мод и стабилизации частоты генерации путем активного управления периметром резонатора.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Aronowitz, F., Laser gyros, Lasers Applications, Russian edition. M: «Mir», 1974. С. 182–269.
- [2] Bohn, M.J., The Ti:Sapphire Ring Laser Gyroscope, dissertation, University of New Mexico, 1998.
- [3] Eilers, H., Hoffman, K.R., Dennis, W.M., Jacobsen, S.M., and Yen, W.M., Saturation of 1.064 μm absorption in Cr,Ca:Y₃Al₅O₁₂ crystals, Appl. Phys. Lett., 1992, 61, 2958–2960.
- [4] Eilers, H. et al., Performance of a Cr:YAG laser, IEEE Journal of Quantum Electronics, 1993, vol. 29, no. 9, pp. 2508–2512.
- [5] Okhrimchuk, A.G. and Shestakov, A.V., Absorption saturation mechanism for YAG:Cr^{4+} crystals, Phys. Rev. B, 2000, 61, 988.
- [6] Zverev, G.M. and Shestakov, A.V., Tunable Near-Infrared Oxide Crystal Lasers, Advanced Solid State Lasers, M. Shand and H. Jenssen, eds., 1989, vol. 5 of OSA Proceedings Series (Optical Society of America), paper BB5.
- [7] Sorokina, I.T., Naumov, S., Sorokin, E., Wintner, E., and Shestakov, A.V., Directly diode-pumped tunable continuous-wave room-temperature Cr⁴⁺:YAG laser, Opt. Lett., 1999, 24, 1578–1580.
- [8] The Cr⁴⁺:YAG Laser at 25 Years: A Review of the Promise, Progress, and Limitations of this Broad Gain Bandwidth 1.5 nm Laser Medium, John Alcock, Information and Communications Technologies, National Research Council of Canada, 1200 Montreal Road, Ottawa, Ontario, K1A 0R6, Canada.
- [9] Sennaroglu, A., Pollock, C.R., and Nathel, H., Efficient continuous-wave chromium-doped YAG laser, J. Opt. Soc. Am., 1995, B 12, 930–937.
- [10] Schwartz, S., Lauprêtre, T., Goldfarb, F., Bretenaker, F., Ghosh, R., Carusotto, I., Feugnet, G., Gutty, F., Pocholle, J.-P., The solid-state ring laser gyro: current and future trends, Proc. SPIE 8636, Advances in Slow and Fast Light VI, 86360M (March 6, 2013).
- [11] Malakhov, A.N. and Mal'tsev, A.A., Width of the spectral lines of an N-mode system which has an equidistant spectrum of natural frequencies and operates in a self-synchronous mode, Radiofizika, 1973, vol. 16, no. 8, pp. 1211–1220.
- [12] Broslavets Yu.Yu., Ambartsumyan D.M., Semenov V.G., Fomichev, A.A., and Polukeev, E.A., Multifrequency Solid-State Ring Laser Gyroscope Based on YAG:Cr^{4+} , 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2021, pp. 1–8, doi: 10.23919/ICINS43216.2021.9470867.
- [13] Schwartz, S., Gutty, F., Feugnet, G., Loil, É., and Pocholle, J.-P., Solid-state ring laser gyro behaving like its helium–neon counterpart at low rotation rates, OPTICS LETTERS, 2009, vol. 34, no. 24, pp. 3884–3886.

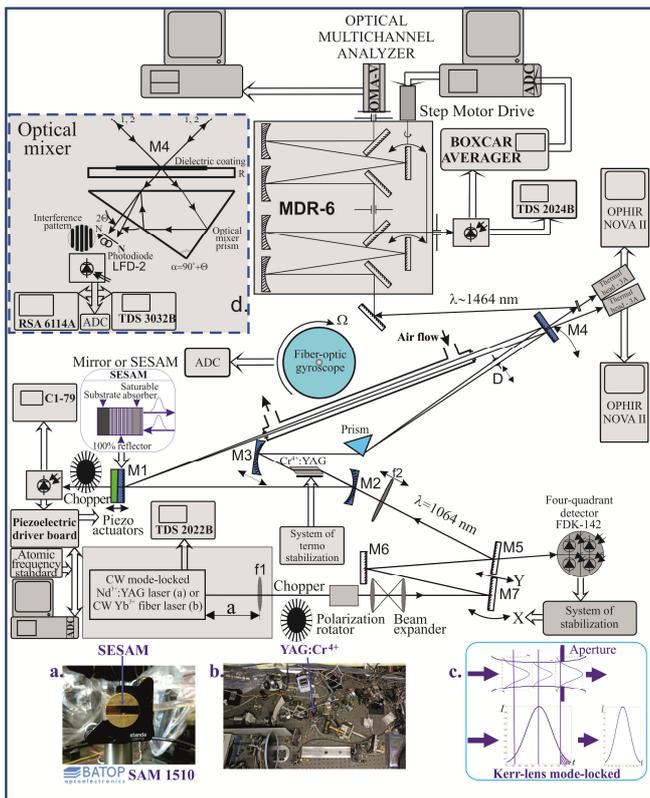


Рис. 4. Схема экспериментальной установки твердотельного лазерного гироскопа на YAG:Cr^{4+} с системой стабилизации частоты генерации лазера

Генерация фемтосекундных импульсов также подтверждается и по измеренным спектрам импульсов выходного излучения (рис. 5).

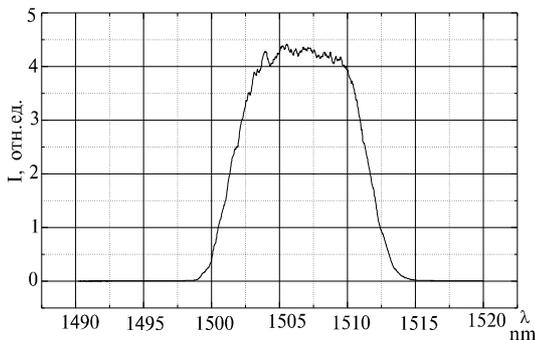


Рис. 5. Уширение оптического спектра выходного излучения лазерного гироскопа при синхронизации мод

Сигнал биений встречных волн детектировался на фотоприемнике, размещенном на выходе оптического смесителя, и затем регистрировался с помощью скоростного АЦП. В целом экспериментальные исследования показали высокую стабильность двунаправленной генерации в кольцевом лазере. Чувствительность лазерного гироскопа к вращению определялась по расщеплению спектров частот продольных мод при повороте оптического стола и составила $\sim 1^\circ/\text{сек}$. Полученный результат связан с отладкой оптической схемы из дискретных элементов, не дающих высокую стабильность, как в монолитных резонаторах.

Четырехчастотный зеемановский лазерный гироскоп с непланарным симметричным резонатором, система регулирования периметра

Ю.Ю. Брославец
МФТИ, АО «ЛАЗЕКС»
Долгопрудный, Россия
laseruu@mail.ru

А.А. Фомичев
МФТИ, АО «ЛАЗЕКС»
Долгопрудный, Россия
laser@mail.mipt.ru

В.Г. Семенов
МФТИ, АО «ЛАЗЕКС»
Долгопрудный, Россия
valerii.semenov.g@gmail.com

Е.А. Полукеев
МФТИ, АО «ЛАЗЕКС»
Долгопрудный, Россия
epolukeev2105@yandex.ru

Аннотация—В работе представлены результаты работы по созданию четырехчастотного зеемановского лазерного гироскопа с непланарным резонатором в виде правильного тетраэдра с периметром 28 см. Представлен новый физический принцип построения системы регулирования (стабилизации) длины резонатора на основе измерения частоты сигнала биений мод ортогональных поляризаций, разнесенных за счет излома резонатора. Проведен анализ различных методов стабилизации длины резонатора, обеспечивающих стабильность частоты генерации кольцевого лазера гироскопа. Показан метод улучшения вычитания влияния внешних магнитных полей, благодаря оптимальному выбору рабочей точки работы системы регулирования периметра. Проведен анализ факторов, влияющих на достижение максимально возможной точности измерений в созданном четырехчастотном лазерном гироскопе.

Ключевые слова—лазерный гироскоп, четырехчастотный лазерный гироскоп, зеемановский лазерный гироскоп, система регулирования периметра, зеемановская подставка.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время лазерные гироскопы [1–15] являются наиболее часто используемыми датчиками угловой скорости и ориентации в современных БИНС. Это обусловлено целым рядом их положительных качеств, таких как высокая точность, малое время готовности, относительно небольшие габариты, высокая механическая прочность. На данный момент в навигации используется несколько видов лазерных гироскопов, отличающихся друг от друга в первую очередь способом создания частотной подставки, а отсюда и режимами работы, конструкцией и методами обработки данных. Одним из востребованных лазерных гироскопов, используемых в БИНС для высокочастотных подвижных объектов, а также в авиации, является зеемановский двухчастотный лазерный гироскоп [2, 3, 10–12, 14, 15]. В этом гироскопе используется зеемановское расщепление уровней в совокупности с затягиванием частоты, обусловленной аномальной дисперсией контура усиления, для создания магнитооптической подставки. Это, с одной стороны, позволяет рабочую точку на выходной частотной характеристике сместить в линейную область, а с другой — такой гироскоп не имеет подвижных частей за исключением малых смещений зеркал пьезодвигателями. Такой метод приводит к меньшему случайному дрейфу и малой чувствительности к ускорениям и ударам, но при этом появляется чувствительность к воздействию внешних магнитных полей [3].

Четырехчастотный лазерный гироскоп [2, 4–12, 14, 15], генерируя две пары встречных волн с ортогональной круговой поляризацией, позволяет вычесть влияние внешних магнитных полей и при этом еще и удвоить чувствительность к вращению. Это возможно, поскольку воздействие магнитного поля благодаря эффекту Зеемана для ортогональных круговых поляризаций приводит к разности частот генерации встречных волн на одну величину, но с разным знаком. Таким образом, складывая разности частот встречных волн, влияние магнитного поля, в том числе и нестабильности магнитооптической подставки, можно вычесть из измеряемой угловой скорости. Необходимо отметить, что поскольку чувствительность к воздействию магнитного поля зависит не только от магнитного поля, но и от величины затягивания частоты каждой из волн, определяемой контуром усиления, интенсивностью генерируемой волны и положением линии генерации относительно контура усиления, то полное вычитание влияния магнитного поля будет происходить, только если величина затягивания будет одинаковой. Поскольку затягивание частоты определяется положением линии генерации относительно контура усиления и его характеристиками, то ключевым моментом наилучшей компенсации влияния магнитных полей является выбор исходного сигнала в методе стабилизации и стабильность работы системы регулирования периметра.

II. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ПЕРИМЕТРА

В работе представлены результаты создания нового четырехчастотного зеемановского лазерного гироскопа с непланарным симметричным резонатором [14, 15] и его система регулирования периметра, позволяющая наилучшим образом уменьшить влияние внешних магнитных полей и выбрать точку стабилизации длины периметра, обеспечивая высокую точность работы гироскопа. Резонатор созданного четырехчастотного лазерного гироскопа является непланарным и имеет форму правильного тетраэдра, что приводит к неэквидистантному спектру частот для собственных мод с левой и правой круговой поляризацией. Поэтому при выборе рабочей точки существует две возможности, когда генерируются одновременно моды с левой и правой поляризацией с большим расщеплением частоты (~606.5 МГц) или с меньшим (~462.5 МГц). Сам контур усиления благодаря использованию двух изотопов неона имеет большую ширину (~2.3 ГГц), чем одноизотопный. Общий контур усиления можно составить из двух, соответствующих каждому своему изотопу и разнесенных на

875 МГц. Для уменьшения остаточной чувствительности зеемановского четырехчастотного лазерного гироскопа к внешним магнитным полям рабочая точка, определяемая частотами генерации излучения мод с левой и правой поляризацией относительно контура усиления, была выбрана так, чтобы обеспечивалось равенство по модулю чувствительностей к магнитному полю для мод ортогональных поляризаций. Такая точка определяется по равенству частот зеемановских подставок для каждой из ортогональных мод. Это способствует наилучшему вычитанию влияния внешних магнитных полей при сложении сигналов биений встречных волн от мод ортогональных поляризаций. При этом степень подавления внешнего магнитного поля может достигать трех порядков. Необходимо отметить, что кроме оптимальной точки равенства зеемановских подставок в середине диапазона перестройки частот подставок ортогональных мод, есть еще и точки на краях диапазона, работа в которых будет нестабильной, и система выбора рабочей точки должна предусматривать их исключение.

Другим критерием выбора рабочей точки для стабилизации периметра может быть частота биений мод ортогональных поляризаций. В этом случае система регулирования периметра перестраивает длину резонатора в максимум частоты сигнала биений мод ортогональных поляризаций (рис. 1), что соответствует максимальной величине суммарного затягивания частоты для ортогональных поляризаций, разнесенных по частоте мод. В этом случае система регулирования периметра будет работать даже без наличия подставки независимо от наличия магнитного поля, а кроме того, так как измеряется изменение разности оптических частот, получается, что само изменение имеет существенно большую величину, чем, например, изменение частоты магнитооптической подставки.

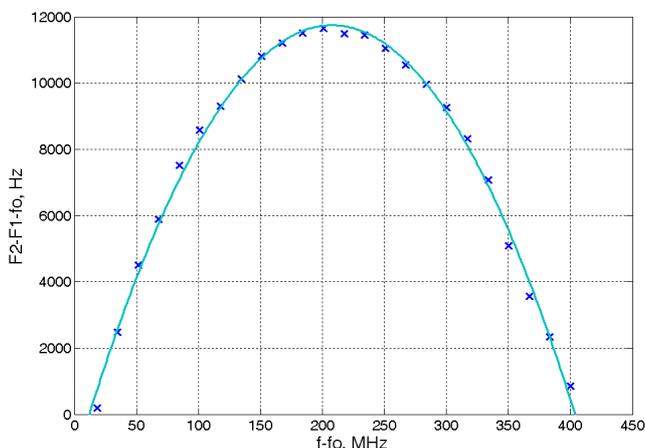


Рис. 1. Зависимость частоты сигнала биений ортогональных поляризаций от перестройки частоты резонатора

Также для работы такой системы регулирования периметра не требуется оптический смеситель. Основным недостатком такой системы можно считать достаточно высокие частоты (~500 МГц) обрабатываемых сигналов. Но поскольку изменение частоты биений происходит в диапазоне десятков кГц, то высокую частоту можно преобразовать за счет смещения частоты классическим методом путем гетеродинирования. Кроме поддержания стабильной частоты генерации гироскопа при таком выборе рабочей точки оказывается, что ширина спектра сигнала биений мод ортогональных поляризаций имеет

минимум (рис. 2). Это говорит о более стабильной работе лазера в этой точке и минимуме флуктуаций излучения.

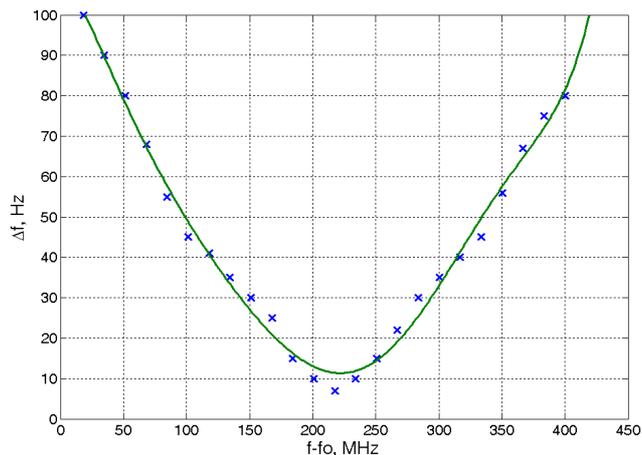


Рис. 2. Зависимость спектральной ширины сигнала биений ортогональных поляризаций от перестройки частоты резонатора

Система регулирования периметра, базирующаяся на выравнивании зеемановских частот сигналов биений мод ортогональных поляризаций, позволяет получить одинаковые магнитные чувствительности и, тем самым, компенсировать внешнее магнитное поле. В этом случае для суммы частот зеемановских биений пучков ортогональных поляризаций [9] можно записать:

$$f_1 + f_2 = K\xi, \text{ где } K = \Delta\nu\eta\mu\delta K(\mu, \delta), \quad (1)$$

ξ – расстройка частоты, $\Delta\nu$ – ширина полосы резонатора, η – превышение усиления над потерями, μ – зеемановское расщепление подуровней, δ – межмодовый интервал, $K(\mu, \delta)$ – функция магнитной чувствительности к расстройке.

В случае управления периметром по сигналам изменения частоты мод ортогональных поляризаций, вследствие зависимости их частоты от изменения показателя преломления согласно дисперсионной кривой [16], определяемой для частоты каждой из мод ортогональных поляризаций без учета зеемановского расщепления, для частот мод можно записать:

$$f(\xi) = m \frac{c}{Ln(\xi)}, \quad (2)$$

где $n(\xi) = n_0 - 2s\xi e^{-\xi^2}$, $m = \frac{L}{\lambda}$, $\xi = \frac{f - f_0}{\Delta F}$, (3)

где L – длина резонатора, ΔF – ширина контура усиления, λ – длина волны излучения, $n(\xi)$ – изменение показателя преломления, обусловленное аномальной дисперсией активной среды, f – частота холодного резонатора. Таким образом, разность частот $f = f_1 - f_2$ (частота биений) между модами правой и левой поляризации, каждая из которых $-f_1$ и f_2 – изменяется согласно (2), приведена на рис. 3. Эта зависимость имеет максимум, показанный на рис. 3 (теоретическая кривая) и рис. 1 (экспериментальные данные). Он соответствует симметричному относительно центра контура усиления расположению мод ортогональной поляризации (разнесенных на ~462.5 МГц (рис. 5, a) или ~606.5 МГц (рис. 5, b).

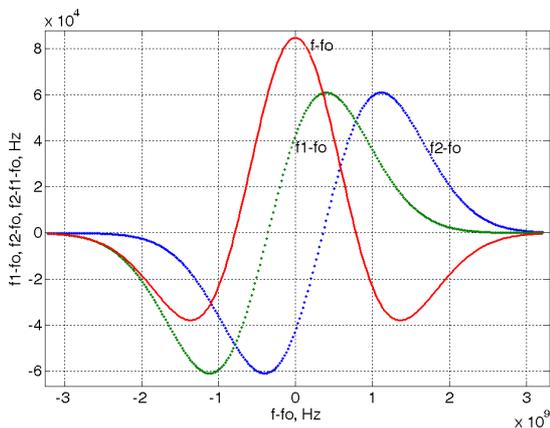


Рис. 3. Зависимости изменения частоты генерации для моды с одной круговой поляризацией f_1 , ортогональной поляризацией f_2 и их разность частот при перестройке длины резонатора (отстройке частот резонатора) $f=f_1-f_2$

Таким образом, поскольку изменение частоты при перестройке периметра в данном методе почти на два порядка больше изменения частоты зеemanовской подставки, стабильность поддержания периметра резонатора будет существенно выше, чем в методе, основывающемся на равенстве зеemanовских подставок. Но при этом для настройки на максимум сигнала биений в системе регулирования периметром потребуются периодическое изменение длины резонатора. Необходимо отметить, что магнитное поле будет приводить к изменению зеemanовского вклада в частоты биений мод ортогональной поляризации, но оптимальная настройка периметра будет соответствовать максимуму (рис. 1) относительно его отстройки.

III. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

В результате проведенных исследований создан зеemanовский четырехчастотный лазерный гироскоп [14, 15] с системой регулирования длины резонатора (рис. 4), построенной по принципу равенства магнитных чувствительностей для сигналов биений встречных волн с левой и правой поляризацией. Проведены исследования по управлению периметром резонатора на основе сигналов биений мод ортогональных поляризаций. Это дало возможность достигнуть подавления влияния внешних магнитных полей более чем на три порядка и дрейф нуля тысячные градуса в час (рис. 6).

В гироскопе был использован непланарный резонатор в форме правильного тетраэдра (рис. 4) с периметром 28 см, в котором все углы падения на зеркала имеют 30° . При генерации в резонаторе формируются моды с круговой поляризацией, и возможна генерация одновременно на двух ортогональных поляризациях. При этом угол падения в 30° на выходное зеркало приводит к эллиптичности выходного пучка, позволяющей, используя компенсаторное диэлектрическое покрытие и поляризатор в смесителе, разделить сигналы биений от ортогональных поляризаций.

Экспериментальная установка (рис. 4) включает в себя комплект контрольно-измерительной аппаратуры: осциллографы, блоки питания, радиотехнический спектроанализатор, мультиметры, компьютер, блок управления гироскопом, АЦП, радиоэлектронные схемы, обеспечивающие управление периметром (СРП), создание зеemanовской подставки и другие приборы.

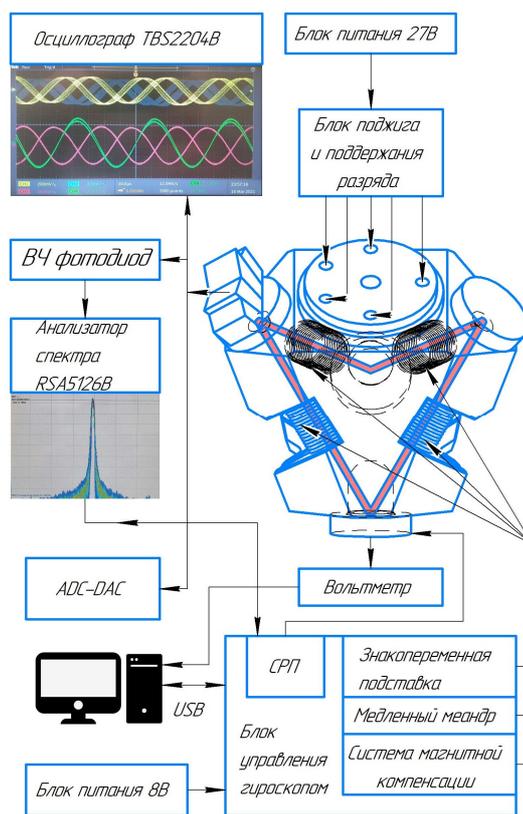


Рис. 4. Схема экспериментальной установки четырехчастотного лазерного гироскопа с детектированием ВЧ сигнала биений мод ортогональных поляризаций

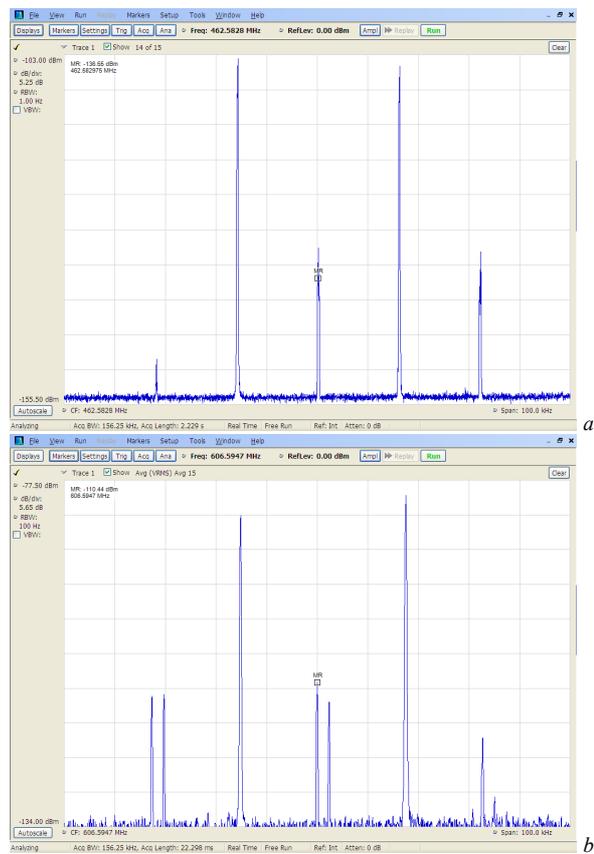


Рис. 5. Спектр сигнала биений волн, генерируемых в одном направлении, имеющих левую и правую круговые поляризации и аналогично, но противоположного направления. Межмодовый интервал ~ 462.6 МГц (а), ~ 606.5 МГц (б). Два больших пика соответствуют встречным направлениям волн, а малые пики возникают в результате взаимодействия волн через рассеяние на элементах резонатора

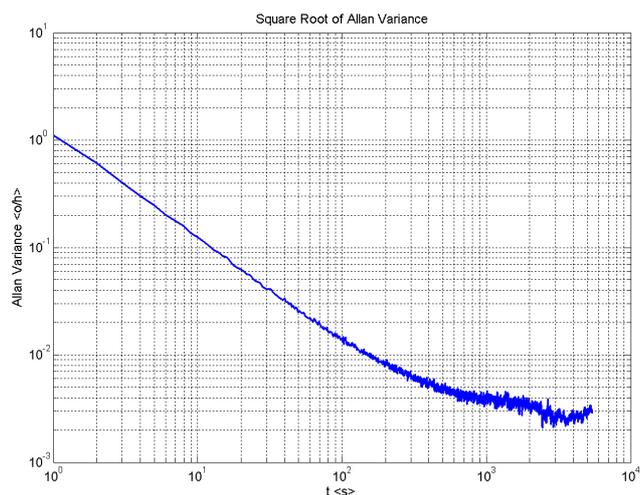


Рис. 6. Вариация Аллана зеемановского четырехчастотного лазерного гироскопа

Проведенное измерение остаточной магнитной чувствительности показало величину порядка нескольких тысячных градуса в час на Гаусс. В целом в результате проведенных исследований создан зеемановский четырехчастотный лазерный гироскоп, обладающий малой чувствительностью к внешним магнитным полям и дрейфом нуля (рис. 6) порядка нескольких тысячных градуса в час.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований создан четырехчастотный зеемановский лазерный гироскоп с подавлением внешнего магнитного поля до уровня остаточной чувствительности ~ 0.002 градуса в час на Гаусс.

Создана система управления гироскопом, выводящая его в режим минимальной магнитной чувствительности, а также система активного магнитного экранирования.

Исследован новый подход к определению управляющего сигнала для стабилизации периметра лазерного гироскопа на основе измерения частоты биений волн ортогональной поляризации одного направления на выходе кольцевого лазера четырехчастотного зеемановского гироскопа, позволяющий получить лучшую стабильность периметра.

Авторы выражают особую благодарность А.И. Варенику и В.С. Суслину за создание электронных блоков для лазерного гироскопа.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аронович Ф. Лазерные гироскопы. Применения лазеров. М.: «Мир», 1974. С. 211–221.
- [2] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Дмитриев В.Г. Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии // Квантовая электроника. 2000. 30. №2. С. 96–104.
- [3] Колбас Ю.Ю., Савельев И.И., Хохлов Н.И. Влияние внешних и внутренних магнитных полей на стабильность смещения нуля зеемановского лазерного гироскопа // Квантовая электроника. 2015. 45. №6. С. 573–581.
- [4] Jianqiang, Y., Baolun Y., Meng G., and Yong Z., Study on the magnetic sensitivity of four frequency differential ring laser gyro, 2nd IEEE International Conference on Information Management and Engineering, Chengdu, IEEE, 2010, pp. 529–533.
- [5] Smith, I.W., Dorschner, T.A., and Holz, M., Four-frequency ring laser gyroscopes, ICALEO, Orlando, Laser Institute of America, 1982, 84.
- [6] Smith, I.W. and Dorschner, T.A., Biassing The raytheon four-frequency ring laser gyroscope, 22nd Annual Technical Symposium, San Diego, SPIE Proceedings, 1978, vol. 0157, pp. 21–29.
- [7] Andrews, D.A. and King, T.A., Investigation of a multi-oscillator ring laser with magneto-optic bias, J. Phys. D: Appl. Phys., 1994, 27, pp. 1815–1822.
- [8] Volk, C.H., Gillespie, S.C., Mark, J.G., Tazartes, D.A., Multioscillator ring laser gyroscopes and their applications, Optical Gyros and their Applications, NATO RTO AGARDograph, 1999, p. 339.
- [9] Назаренко М.М., Савельев И.И., Скулаченко С.С., Хромых А.М., Юдин И.И. Исследование зеемановских биений в двухмодовом лазере бегущей волны // Квантовая электроника. 1977. Т. 4. №8. С. 1738–1746.
- [10] Назаренко М.М., Рыбаков Б.В., Серебряков Г.С., Скулаченко С.С., Юдин И.И. Лазерный источник излучения для практической интерферометрии // Квантовая электроника. 1977. Т. 4. №4. С. 880–882.
- [11] Назаренко М.М., Савельев И.И., Скулаченко С.С., Хромых А.М., Юдин И.И. Взаимодействие мод с ортогональными круговыми поляризациями в кольцевом зеемановском лазере // Квантовая электроника. 1979. Т. 6. №8. С. 1698–1704.
- [12] Веткин В.А., Хромых А.М. Конкуренция продольных мод в кольцевом лазере с анизотропным резонатором // Квантовая электроника. 1972. №3(9). С. 59–68.
- [13] Aronowitz, F., Collins, R.J., Lock-In and Intensity-Phase Interaction in the Ring Laser, 1970, 41, pp.130–141.
- [14] Broslavets, Yu.Yu., Fomichev, A.A., Ambartsumyan, D.M. and Polukeev, E.A., Creation of Conditions for the Maximum Suppression of Magnetic Field Influence on Zero Drift in Four-Frequency and Quasi-Four-Frequency Zeeman Laser Gyroscopes, 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), St. Petersburg, Russia, 2020, pp. 1–4, doi: 10.23919/ICINS43215.2020.9133808.
- [15] Broslavets, Yu.Yu. et al., New Four-Frequency Zeeman Laser Gyroscope with a Nonplanar Symmetric Cavity, its Parameters and Operation, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2021, pp. 1–8, doi: 10.23919/ICINS43216.2021.9470859.
- [16] Кудрявцев А.С., Савченко Н.А., Савельев И.И. Исследование невзаимного устройства на основе постоянного магнита для зеемановского лазерного гироскопа // Труды МАИ. 2020. №111. DOI: 10.34759/trd-2020-111-18.

Модель коррекции масштабного коэффициента зеemanовских лазерных гироскопов

И.Н. Хохлов
АО «НИИ «Полюс»
им. М.Ф. Стельмаха»
Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0002-2676-4880>

А.О. Синельников
АО «НИИ «Полюс»
им. М.Ф. Стельмаха»
Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0002-5579-3509>

Н.Е. Фетисова
АО «НИИ «Полюс»
им. М.Ф. Стельмаха»
Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0001-6305-2164>

Аннотация—Разработан метод динамической коррекции масштабного коэффициента для зеemanовских лазерных гироскопов. Метод заключается в создании модели реальной частотной характеристики гироскопа, основанной на значениях диссипативной и консервативной составляющих обратного рассеяния. Данный метод позволяет с высокой точностью вычислять истинное значение масштабного коэффициента лазерного гироскопа в зависимости от угловой скорости его вращения.

Ключевые слова—зеemanовский лазерный гироскоп, выходная характеристика, масштабный коэффициент, динамическая коррекция, датчик угловой скорости, частотная подставка.

I. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Одной из основных причин, ограничивающих точность лазерных гироскопов (ЛГ) [1–7] является синхронизация (захват) частот встречных волн [1–4], возникающая при малых скоростях вращения. Следствием этого является нелинейный вид выходной характеристики гироскопа. В результате угол поворота гироскопа определяется с ошибкой.

Чувствительными элементами ЛГ являются датчики угловой скорости (ДУС) [8–11], реагирующие на повороты объекта в инерциальном пространстве относительно трех взаимно перпендикулярных осей X, Y, Z. Такие ДУС представляют собой кольцевые лазеры (КЛ) наполненные смесью газов гелия и неона, образующих активную среду, которая обеспечивает усиление света и лазерную генерацию.

Для вывода ЛГ из зоны захвата применяются либо крутильные колебания всего моноблока КЛ, либо магнитооптические эффекты Зеemана или Фарадея. Это приводит к возникновению разности частот встречных волн, эквивалентной вращению КЛ. Эту специально создаваемую разность частот встречных волн в КЛ называют частотной подставкой [12–15].

Выбор способа создания частотной подставки определяет всю оптико-физическую схему лазерного ДУС, его основные точностные и эксплуатационные характеристики в составе гироскопа.

В ЛГ типа МТ-401 и МТ-501, разработанных и выпускаемых серийно в АО «НИИ «Полюс» им. М.Ф. Стельмаха», используются лазерные датчики типа ЭК-104С и К-5 [9].

В рассматриваемых ДУС применяется знакопеременная частотная подставка на основе магнитооптического эффекта Зеemана в активной среде [16–18]. Выбор магнитооптической Зеемановской частотной подставки позволяет достичь устойчивости КЛ к механическим и

климатическим воздействиям благодаря отсутствию движущихся механических частей.

В тоже время применение магнитооптической частотной подставки в ЛГ приводит к нестабильности масштабного коэффициента (МК) при угловых скоростях, сопоставимых с ее амплитудой [19–24], что снижает его точностные характеристики.

Целью работы является разработка метода коррекции МК для повышения точности зеемановских ЛГ типа МТ-401 и МТ-501.

II. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Когда лазерный ДУС вращается и его угловая скорость (Ω) приближается к амплитуде частотной подставки (Ω_0), то в выходной характеристике датчика появляется область заметной нелинейности. При этом, если его частотная подставка имеет форму меандра, ширина этой зоны будет равна удвоенной ширине зоны захвата.

При малых угловых скоростях ($\Omega \ll \Omega_0$) нелинейные искажения МК будут определяться отношением квадрата среднего модуля коэффициентов связи встречных волн (σ) к квадрату константы релаксации разности интенсивностей встречных волн или прочности предельного цикла (Ω_g).

Величина (Ω_g) характеризует инерционность активной среды КЛ и зависит от ширины полосы оптического резонатора и величины превышения уровня накачки над уровнем потерь [25, 26].

Известно, что захват частот в КЛ возникает в результате обратного рассеяния света, источниками которого являются пространственные неоднородности на поверхности зеркал резонатора [27]. По величине фазового сдвига излучения, попадающего во встречную волну, источники обратного рассеяния на зеркалах делятся на два типа: диссипативные (S_+) и консервативные (S_-) [28, 29]. Диссипативное обратное рассеяние вызвано неоднородностями показателя поглощения зеркал, а консервативное – неоднородностями показателя преломления зеркал.

На рис. 1 представлены выходные характеристики зеемановских лазерных датчиков типа ЭК-104С и К-5, полученные при вращении датчиков на динамическом поворотном стенде. Подписи S_+ и S_- обозначают области угловых скоростей, в которых один из данных параметров вносит наибольший вклад в нелинейные искажения МК.

Зависимость нелинейных искажений МК от угловой скорости вращения может быть выражена через следующее соотношение (1):

$$\Delta K(\Omega) = 0.5(S_+^2 / A + S_-^2 \cdot B / C / D) \text{ [отн. ед.]}, \quad (1)$$

где

$$A = \Omega_0^2 - \Omega^2 \text{ [}^\circ/\text{c]};$$

$$B = \Omega_g^2 + \Omega^2 - \Omega_0^2 \text{ [}^\circ/\text{c]};$$

$$C = (\Omega - \Omega_0)^2 + \Omega_g^2 \text{ [}^\circ/\text{c]};$$

$$D = (\Omega + \Omega_0)^2 + \Omega_g^2 \text{ [}^\circ/\text{c]}.$$

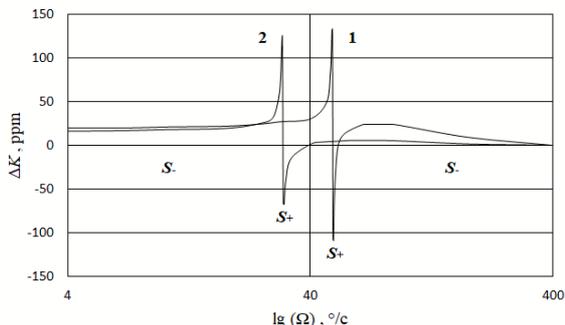


Рис. 1. Общий вид зависимостей нелинейных искажений МК лазерных гироскопических датчиков типа ЭК-104С (1) и К-5 (2) от угловой скорости вращения

Таким образом, опираясь на представленные теоретические и экспериментальные данные, можно разработать метод динамической коррекции МК, основанный на модели реальной выходной характеристики лазерного гироскопического датчика.

III. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

A. Описание экспериментальных работ

В первой части экспериментального исследования были проведены измерения МК лазерных ДУС типа ЭК-104С и К-5 в диапазоне угловых скоростей от 1 до 60 °/с. Шаг измерений равен 1°/с. Данный диапазон угловых скоростей соответствует области максимальной нелинейности выходной характеристики современных зеемановских датчиков.

Измерения проводились на одноосевом испытательном стенде с вертикальной осью вращения. В эксперименте участвовало по 3 лазерных гироскопических датчика каждого типа. Это связано с тем, что 3 датчика, расположенные ортогонально по отношению друг к другу, формируют трехосный ЛГ. Таким образом, были получены подробные выходные характеристики лазерных ДУС для гироскопов типа МТ-401 и МТ-501.

Далее проводился расчет относительных отклонений (ΔK_i) измеренного МК (K_i) от опорного МК (K_c) для каждого значения угловой скорости по формуле (2)

$$\Delta K_i = (K_c / K_i - 1) \text{ [отн. ед.],} \quad (2)$$

где K_c – МК ["/Г], измеренный при угловой скорости 400°/с. Это связано с тем, что данная угловая скорость соответствует линейному участку зависимости МК от угловой скорости, что позволяет принять значение K_c как опорное; K_i – МК ["/Г], измеренный при определенной угловой скорости.

Аппроксимация полученной зависимости при помощи формулы (1) позволила вычислить диссипативную (S_+) и консервативную (S_-) составляющие обратного рассеяния, что подробно рассмотрено в работах [28, 30, 31]. Это позволило полностью описать характер нелинейных искажений МК каждого, отдельно взятого лазерного гироскопического датчика.

Благодаря этому становится возможным применение поправки к опорному значению МК с целью его коррекции в рабочем диапазоне угловых скоростей трехосных ЛГ.

B. Принцип коррекции масштабного коэффициента

Выходная характеристика каждого ДУС уникальна и определяется параметрами функции поправки (1), которые известны. Система обработки информации ЛГ непрерывно фиксирует нескорректированную угловую скорость (Ω), которая определяется при помощи опорного МК (K_c). Она является аргументом функции поправки (1).

Поправка $\Delta K(\Omega)$ используется в функции коррекции МК (3), которая моделирует реальную выходную характеристику:

$$K_i^* = K_c / (\Delta K(\Omega) + 1) \text{ ["/Г].} \quad (3)$$

Значением функции коррекции (с определенной погрешностью) является истинное значение МК (K_i^*). Оно используется для расчета скорректированной угловой скорости или накопленного угла поворота ЛГ.

На рис. 2 представлены примеры выходных характеристик лазерных датчиков типа ЭК-104С и К-5. Точками обозначены измеренные МК, сплошной линией – значения МК, вычисленные в результате моделирования выходной характеристики с применением функции коррекции (3). Пунктирная линия – идеальная зависимость МК от угловой скорости (опорное значение МК (K_c) или условный ноль функции коррекции (3)).

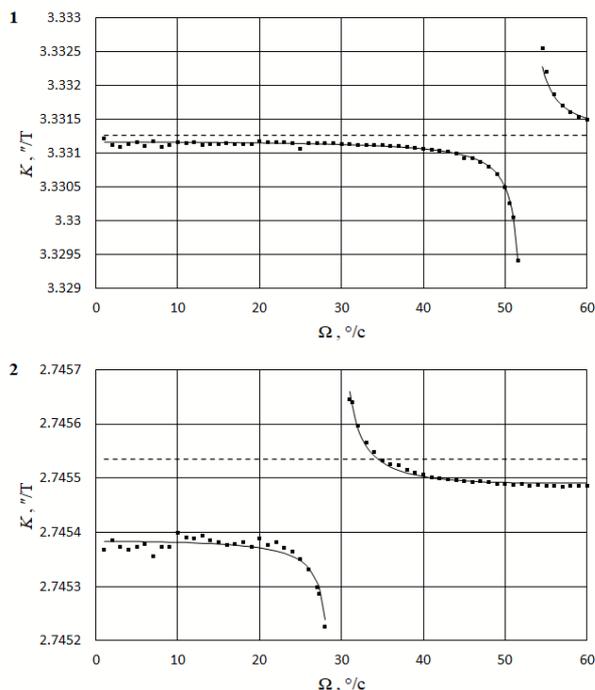


Рис. 2. Моделирование выходных характеристик лазерных гироскопических датчиков типа ЭК-104С (1) и К-5 (2)

Как видно на рис. 2, функция коррекции успешно моделирует нелинейный характер искажений МК в зависимости от угловой скорости. В области амплитуды знакопеременной частотной подставки наблюдается разрыв функции коррекции (3). Это объясняется тем, что при совпадении этого параметра с угловой скоростью вращения ($\Omega = \Omega_0$) значение функции поправки (1) стремится

ся к бесконечности. Следовательно, значение функции коррекции (3) будет стремиться к нулю.

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Достоверность результатов подтверждается количественной оценкой точности коррекции МК. Для этого были рассчитаны относительные отклонения (ΔK_i^*) скорректированного МК (K_i^*) от измеренного (K_i) по формуле (4)

$$\Delta K_i^* = (| K_i^* / K_i - 1 |) 10^6 \text{ [ppm]}. \quad (4)$$

Полученный массив значений ΔK_i^* был сопоставлен с массивом значений ΔK_i , полученных по формуле (2), также умноженных на 10^6 для перевода в размерность [ppm] и взятых по модулю. На рис. 3 представлены гистограммы распределения относительных отклонений МК, выраженные в процентном соотношении от общего количества. Общее количество составляет по 180 значений для каждого типа зеэмановских ЛГ (МТ-401 и МТ-501) на базе лазерных ДУС типа ЭК-104С и К-5.

Таким образом, эффективность коррекции МК показана графически, что позволяет сопоставить относительные отклонения от измеренных значений с коррекцией и без нее.

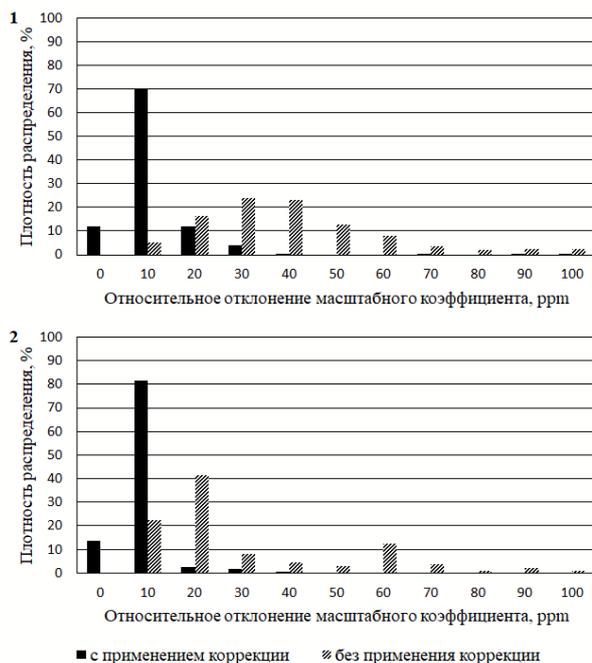


Рис. 3. Гистограммы распределения значений относительного отклонения МК лазерных гироскопических датчиков типа ЭК-104С (1) и К-5 (2)

Как видно на рис. 3, самый высокий процент относительных отклонений МК, вычисленного в результате применения функции коррекции (3), соответствует значению 10 ppm. В то же время, максимальный процент относительных отклонений без применения коррекции соответствует значениям 20-40 ppm.

Это означает, что применение функции коррекции (3) позволяет уточнить МК и использовать его для расчета скорректированной угловой скорости. Как следствие, уменьшается ошибка вычисления накопленного угла поворота ЛГ. Для зеэмановских ЛГ типа МТ-401 на базе

датчиков ЭК-104С удалось уменьшить ошибку примерно в 3-4 раза и для ЛГ типа МТ-501 на датчиках К-5 в 2 раза.

Однако, как было сказано выше, выходная характеристика каждого лазерного ДУС уникальна. Из этого следует, что их точность также меняется в определенном диапазоне значений.

При этом представленная модель коррекции МК универсальна, и позволяет уменьшать ошибку лазерных гироскопических датчиков с еще более неудовлетворительными выходными характеристиками в соответствующее количество раз.

V. ВЫВОДЫ

В данной работе нами был выполнен ряд измерений МК зеэмановских ДУС и ЛГ на их основе, произведены расчеты и статистическая обработка данных. Проведена оценка эффективности применения метода динамической коррекции МК.

Результатом работы стало подтверждение эффективности динамической коррекции МК не только для серийно-выпускаемых датчиков типа ЭК-104С и К-5, которая может быть применена и для новых модификаций зеэмановских ДУС.

Преимущество динамической коррекции заключается в том, что она является нелинейной, как и реальная выходная частотная характеристика зеэмановских ЛГ.

Применение динамической коррекции МК в зеэмановских ЛГ типа МТ-401 и МТ-501 позволит существенно повысить точность определения угла поворота.

Следующим шагом в рамках данной работы станет проверка неизменности диссипативной (S_+) и консервативной (S_-) составляющих обратного рассеяния при климатических воздействиях, соответствующих температурному диапазону работы датчиков ЭК-104С и К-5.

Также является актуальной дальнейшая оценка эффективности динамической коррекции МК с учетом влияния динамических зон захвата частот встречных волн на выходную частотную характеристику зеэмановского ЛГ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Aronowitz, F., *Optical Gyros and their Applications*, RTO AGAR-Dograph, 1999, 339, p.3.1.
- [2] Пешехонов В.Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. №2. С. 3–10. DOI 10.17285/0869-7035.0028.
- [3] Filatov, Y.V., Pavlov, P.A., Velikoseltsev, A.A., Ulrich Schreiber, K., *Precision angle measurement systems on the basis of ring laser gyro Sensors (Switzerland)*, 2020, 20(23), pp. 1–14, 6930.
- [4] Lukyanov, D., Filatov, Yu., Golyaev, Yu., Schreiber, K.-U., Perlmutter, M. 50th anniversary of the laser gyro, 20th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, 2013, pp. 36–49.
- [5] Wang, S., Zhang, Z., *Research on Principle, Application and Development Trend of Laser Gyro*, Journal of Physics: Conference Series, 2020, vol. 1549, issue 2, 022118.
- [6] Barbour, N., Schmidt, G., *Inertial sensor technology trends*, IEEE Sensors, Journal, 2001, 1(4), pp. 332–339.
- [7] Belov, A.V., Solovieva, T.I., *Intellectual Ring Laser Quality Control System – Key Component of Ring Lasers Science-Based Production*, Procedia Computer Science, 2016, 96, pp. 456–464.
- [8] Голяев Ю.Д., Запотьлык Н.Р., Недзвецкая, А.А., Синельников А.О. Термостабильные оптические резонаторы для зеэмановских ла-

- зерных гироскопов // Оптика и спектроскопия. 2012. Т. 113. №2. С. 253–255.
- [9] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Савельев И.И. Зеемановские лазерные гироскопы // Квантовая электроника. 2015. Т.45. №2. С. 171–179.
- [10] Merzlikin, A.M., Puzko, R.S., Mode locking suppression in a magneto-optical gyro, *Scientific Reports*, 2020, 10(1), 19490.
- [11] Guerrero, H., Pérez del Real, R., Fernández de Caleyá, R., and Rosa, G., Magnetic field biasing in Faraday effect sensors, *Applied Physics Letters*, 1999, volume 74, issue 24, id. 3702.
- [12] Азарова В.В., Макеев А.П., Кузнецов Е.В., Голяев Ю.Д. Частотная характеристика ЛГ в широком диапазоне угловых скоростей вращения // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №2 (101). С. 3–14. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.2.003-014.
- [13] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Кузнецов Е.В. Частотная характеристика лазерных гироскопов с учетом неравенства интенсивностей встречных волн. DOI 10.17285/0869-7035.0050
- [14] Синельников А. О., Ермак Е. М., Коржавый А. П. Особенности захвата частот в лазерном гироскопе с частотной подставкой на эффекте Зеемана // Наукоемкие технологии. 2012. № 10. Т. 13. С. 40–45.
- [15] Andrews, D.A., King, T.A., A Multi-oscillator Ring Laser with Zeeman Bias, *Journal of Modern Optics*, 1994, 41(10), 2019–2032.
- [16] Gorshkov, V.N., Grushin, M.E., Lariontsev, E.G., Saveliev, I.I., Khokhlov, N.I., Frequency response of a gas ring laser with a variable-sign frequency bias in the case of frequency nonreciprocity comparable with the bias amplitude, *Quantum Electronics* this link is disabled, 2016, 46(11), pp. 1061–1064.
- [17] Gorshkov, V.N., Grushin, M.E., Savelyev, I.I., Khokhlov, N.I., Lariontsev, E.G., Studying nonlinearity of the Zeeman laser gyro scale factor at rotation rates near the bias frequency, 23rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, 2016, pp. 123–126.
- [18] Синельников А.О., Медведев А.А., Голяев Ю.Д., Грушин М.Е., Чекалов Д.И. Роль тепловых дрейфов нуля в магнитооптических зеемановских лазерных гироскопах // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №4 (115). С. 46–55. DOI 10.17285/0869-7035.0079.
- [19] Passaro, V.M.N., Cuccovillo, A., Vaiani, L., De Carlo, M., and Campanella, C.E., Gyroscope Technology and Applications: A Review in the Industrial Perspective, *Sensors* 2017, 17, no. 10: 2284, <https://doi.org/10.3390/s17102284>.
- [20] Chopra, K.N., Ring Laser Gyroscopes, *Optoelectronic Gyroscopes, Progress in Optical Science and Photonics*, vol. 11, 2021, Singapore, https://doi.org/10.1007/978-981-15-8380-3_1.
- [21] Hering, E. et al., Geometric Quantities. In: Hering E., Schönfelder G. (eds), *Sensors in Science and Technology*, 2022, Springer, Wiesbaden, https://doi.org/10.1007/978-3-658-34920-2_3.
- [22] Li, D., Wen, D., Zhao, J., Statistical analysis on the optical axis perturbation in nonplanar ring resonators, 2011 International Conference on Optical Instruments and Technology: Optoelectronic Measurement Technology and Systems, ed. Xinyong Dong, Xiaoyi Bao, Perry Ping Shum, Tiegeng Liu, Proceedings of SPIE 8201, 82010M, 1-9 (2011).
- [23] Tao, Y., Sihai Li, S., Fu, Q., Zheng, J., Liu, Sh., Yuan Y., A Method for Improving Light Intensity Stability of a Total Reflection Prism Laser Gyro Based on Series Correction and Feedforward Compensation, *IEEE Access* 8, 13651–13660 (2020).
- [24] Zhang, M., Wu, F., Liu, X., Wang, J., Miniaturization of RLG with navigation grade performance, IEEE DGON Inertial Sensors and Systems (ISS), Karlsruhe, Germany, 2017, 19–20 Sept., 13-1–13-12.
- [25] Azarova, V.V., Golyaev, Yu.D., Dmitriev, V.G., Drozdov, M.S., Kazakov, A.A., Melnikov, A.V., Nazarenko, M.M., Svirin, V.N., Soloviova, T.I., Tikhmenev, N.V., Zeeman Laser Gyroscopes, Optical Gyros and their Application (*Gyroscopes optiques et leurs applications*), ed. D. Loukianov R. Rodloff, H. Sorg, B. Stieler, RTO AGARDograph, 1999, 339, 5-1–5-29.
- [26] Savelyev, I., Sinel'nikov, A., The influence of the pumping current on the zeeman laser rotation sensors output parameters, 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, 2015, pp. 421–424.
- [27] Бессонов А.С., Макеев А.П., Петрухин Е.А. Измерения комплексных коэффициентов связи в кольцевом резонаторе лазерного гироскопа // Квантовая электроника. 2017. Т. 47. №7. С. 675–682.
- [28] Бекетов С.А., Бессонов А.С., Петрухин Е.А., Хохлов И.Н., Хохлов Н.И. Влияние обратного рассеяния на нелинейные искажения масштабного коэффициента лазерного гироскопа с прямоугольной подставкой // Квантовая электроника. 2019. Т. 49. №11. С. 1059–1067.
- [29] Petrukhin, E.A., Khokhlov, I.N., Khokhlov, N.I., Correlation relationship between the dissipative and conservative backscattering components in the ring resonator of a laser gyroscope, *Quantum Electronics*, 2021, 51 (4), 359–364, <https://doi.org/10.1070/QEL17466>.
- [30] Khokhlov, I.N., Sinelnikov, A.O., A Method for Measuring the Lock-In Zone in Laser Gyro Sensors, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2021, doi: 10.23919/icins43216.2021.9470854.
- [31] Khokhlov, I.N., Sinelnikov, A.O., Comparative analysis of methods for measuring lock-in zone in zeeman laser angular velocity sensors, *Physical education in universities*, 2021, vol. 27, no.S4, pp. 76–80, doi: 10.54965/16093143_2021_27_S4_55.

Исследование температурной стабильности кольцевого резонатора зеемановского лазерного гироскопа

Я.А. Зубарев
АО «НИИ «Полус»
им. М.Ф. Стельмаха»
Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0002-4492-338X>

А.О. Синельников
АО «НИИ «Полус»
им. М.Ф. Стельмаха»
Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0002-5579-3509>

Н.Е. Фетисова
АО «НИИ «Полус»
им. М.Ф. Стельмаха»
Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0001-6305-2164>

Аннотация—В работе проведено экспериментальное исследование температурной стабильности кольцевого резонатора зеемановского лазерного гироскопа. Проведено моделирование температурных деформаций периметра зеемановских датчиков угловой скорости в среде MATLAB. По полученной модели проведена оценка вклада конструктивных элементов зеемановских датчиков в результирующий дрейф периметра кольцевых резонаторов. Получена функциональная зависимость температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора зеемановского лазерного гироскопа, позволяющая оптимизировать работу системы регулировки периметра.

Ключевые слова—зеемановский лазерный гироскоп, датчик угловой скорости, кольцевой резонатор, температурные деформации, температурный коэффициент линейного расширения, система регулировки периметра.

I. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Сегодня зеемановские лазерные гироскопы (ЗЛГ) [1, 2] находят все большее применение в системах ориентации и инерциальной навигации [3, 4, 5] различных летательных аппаратов. Расширение областей применения ЗЛГ приводит к ужесточению требований по времени их непрерывной работы в одномодовом режиме. Такой режим работы является востребованным в ряде задач для обеспечения более длительного съема данных без потери информации об угловом положении объекта [6], что определяет актуальность представленной работы.

Информация об угловом положении объекта (ориентации в инерциальном пространстве) в ЗЛГ формируется датчиками угловых скоростей (ДУС) [7]. Настройка датчика на рабочую моду и время непрерывной работы на ней обеспечивается при помощи системы регулировки периметра (СРП) [8, 9], являющейся активной системой термокомпенсации. При этом широкий диапазон температур работы ЗЛГ и разогрева датчика в процессе его работы накладывают существенные ограничения на динамический диапазон СРП, поэтому в дополнение к активному методу применяется пассивный метод термокомпенсации [9].

Для обеспечения пассивной термокомпенсации конструктивные элементы (КЭ) датчиков производятся из материалов с предельно малыми значениями температурного коэффициента линейного расширения (ТКЛР) [10–12]. В частности, корпуса резонаторов кольцевых лазеров (КЛ) и подложки зеркал в России изготавливаются из стеклокерамики (ситалла) марки СО-115М [13]. Применение данного материала при изготовлении конструктивных элементов лазерных ДУС определяется рядом неоспоримых преимуществ, к которым относятся сверхмалый ТКЛР, оптическая прозрачность и повы-

шенная сохраняемость активной среды внутри резонатора. Основным недостатком данного материала является нелинейный характер ТКЛР в диапазоне рабочих температур измерительных систем на основе лазерных ДУС, ограничивающий возможности активной регулировки периметра резонатора [14].

Стоит отметить, что помимо самого резонатора в датчике присутствуют и другие КЭ [15]. К ним относятся крепежи, пьезоблоки (исполнительные элементы активной СРП), магнитные экраны и т.д. Данные КЭ изготовлены из различных материалов, имеющих различные от ситалла ТКЛР, что напрямую влияет на температурную стабильность периметра ДУС [16].

Целью данной работы является исследование влияния КЭ на результирующие температурные деформации периметра лазерного датчика в диапазоне рабочих температур. Для достижения поставленной цели в работе решались следующие задачи.

1. Проведено экспериментальное исследование дрейфа периметра кольцевого резонатора ЗЛГ.

2. Получена математическая модель, позволяющая проводить анализ и численную оценку температурных деформаций периметра кольцевого резонатора ЗЛГ в зависимости от его конфигурации.

II. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Зеемановский ДУС представляет собой гелий-неоновый КЛ с неплоским оптическим контуром (рис. 1), позволяющим реализовать магнитооптическую частотную подставку (ЧП).

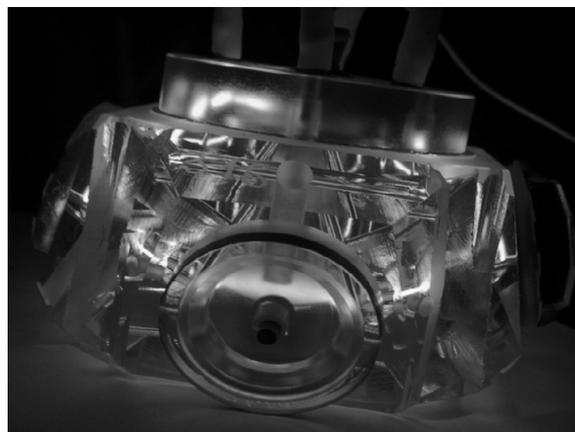


Рис. 1. Кольцевой резонатор зеемановского лазерного гироскопа

В кольцевом резонаторе датчика возникает генерация лазерного излучения двух встречных волн с круговой поляризацией на длине волны $\lambda=632,8$ нм. В оптическом

смесителе эти волны интерферируют, и с помощью фотодетектора регистрируется информация об угловой скорости вращения.

Спектр собственных продольных мод такого неплоского четырехзеркального резонатора составляет половину длины волны излучения ($\lambda/2$), что соответствует межмодовому расстоянию в 316,4 нм. Активная СРП обеспечивает прецизионную настройку периметра КЛ на центр доплеровского контура усиления. Это обеспечивает устойчивую работу датчика в одномодовом режиме в течение длительного времени. При такой настройке периметра КЛ на резонансную частоту обеспечивается максимальная амплитуда ЧП датчика [1].

В случае отсутствия обратной связи с активной СРП изменение температуры корпуса датчика будут приводить к расстройке периметра КЛ относительно контура усиления. При этом будет наблюдаться падение амплитуды ЧП вплоть до срыва генерации [17]. Таким образом, по изменению амплитуды ЧП можно оценить температурные деформации кольцевого резонатора ЗЛГ.

III. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

A. Получение исходных данных

Исходными данными для построения математической модели температурных деформаций периметра кольцевого резонатора ЗЛГ являются его температура и соответствующая ей амплитуда ЧП. Для получения исходных данных была разработана экспериментальная установка, схема которой представлена на (рис. 2). Согласно методике, представленной в работах [6, 18], датчик размещается в камере тепла и холода, где температура изменяется по линейному закону от минус 55°C до плюс 75°C со скоростью 1°/мин. При этом активная СРП находится в разомкнутом состоянии.

Контрольно-испытательный прибор (КИП) полностью обеспечивает работу датчика, принимает и передает на компьютер информацию о температуре резонатора КЛ и амплитуде ЧП. Полученные за время работы датчика данные обрабатываются при помощи специального программного обеспечения и записываются в текстовый файл.

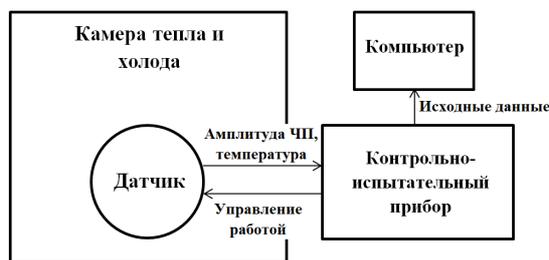


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

Таким образом, формируется массив исходных данных, по которым будет производиться моделирование температурного дрейфа кольцевого резонатора ЗЛГ.

B. Моделирование температурного дрейфа периметра

Как было сказано ранее, исходные данные для математической модели записываются в текстовый файл пригодный для чтения в среде MATLAB [19]. Данный файл открывается специально разработанным алгоритмом, кото-

рый осуществляет поиск на температурной зависимости амплитуды ЧП экстремумом. При этом точки максимума соответствуют настройке кольцевого резонатора на центр контура усиления, а точки минимума – его расстройке.

На рис. 3 представлен график экстремумов амплитуды ЧП, соответствующих определенной температуре кольцевого резонатора ЗЛГ. На графике отмечены ключевые точки максимумов и минимумов, по которым создается конечная модель температурного дрейфа кольцевого резонатора ЗЛГ. В точках с нечетными номерами резонатор настроен на центр доплеровского контура усиления или на одну из рабочих мод лазера, в точках с четными лазер находится в расстройке. При этом расстояние между двумя соседними точками с нечетными номерами (например, 1–3), соответствует межмодовому расстоянию равному 316,4 нм. В свою очередь, расстояние между двумя соседними точками с последовательными номерами (например, 1–2) будет соответствовать половине межмодового расстояния ($\lambda/4$), равной для ЗЛГ 158,2 нм. В точке 9 происходит изменение направления деформации. С точки 1 до точки 10 наблюдается сужение периметра резонатора, с точки 10 до точки 18 – расширение.

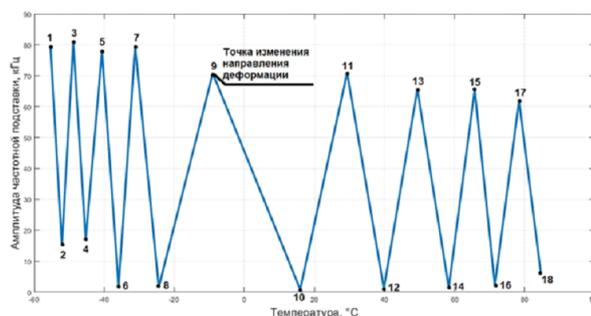


Рис. 3. График зависимости экстремумов амплитуды ЧП от температуры

На рис. 4 представлена модель температурного дрейфа периметра зеemanовского датчика, полученная после обработки данных, представленных на рис. 3. Она отражает зависимость абсолютного изменения длины кольцевого резонатора ЗЛГ от его температуры. По модели видно, что наибольшую деформацию периметр КЛ имеет в зоне отрицательных температур – данный факт необходимо учитывать при начальной регулировке активной СРП.

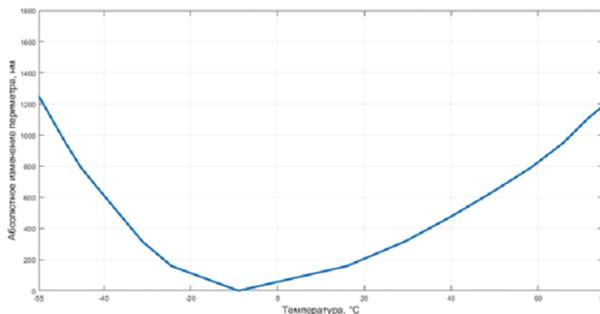


Рис. 4. Модель температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора ЗЛГ

Представленная на рис. 5 модель демонстрирует поведение температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора зеemanовского ДУС на разных этапах сборки – от КЛ до датчика со всеми КЭ. Полученная модель отражает сдвиг точки перегиба в зависимости от конфигурации КЭ датчика и изменение суммарной деформации кольцевого резонатора. Это позволяет оценить вклад

каждого конструкционного элемента в результирующее изменение периметра.

Согласно модели увеличение числа конструкционных элементов смещает точку перегиба в сторону положительных температур и снижает совокупную деформацию периметра. Таким образом, благодаря данной модели можно получить информацию о влиянии конструкционных элементов на совокупное изменение периметра датчика [15].

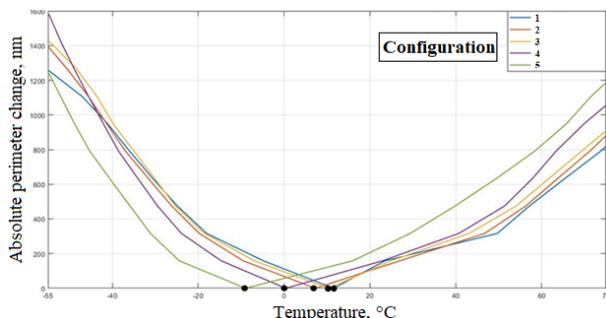


Рис. 5. Модель температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора зеемановского ДУС на разных этапах сборки датчика: 1 – датчик в полной сборке; 2 – датчик без магнитного экрана; 3 – резонатор с прикреплёнными ПБ; 4 – резонатор с откреплёнными ПБ; 5 – резонатор

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

С применением данной методики было исследовано 20 кольцевых резонаторов ЗЛГ типа ЭК-104С. Результаты моделирования продемонстрировали хорошую воспроизводимость зависимости температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора от датчика к датчику, которая может быть описана функцией полинома третьей степени вида (формула 1):

$$dr = (a \cdot t^3 + b \cdot t^2 + c \cdot t + d) - [\text{нм}], \quad (1)$$

где dr – величина температурного дрейфа (функция от температуры), нм; t – значение температуры (аргумент функции), °C; a, b, c, d – коэффициенты полинома, определяемые исходными параметрами кольцевого резонатора и КЭ датчика.

На рис. 6 представлен график аппроксимирующей функции типа и его формула, полученные при помощи Microsoft Excel [19]. Ошибка аппроксимации составляет 2,32%, что говорит о достоверности полученной функциональной зависимости. Это открывает возможность использования формулы 1 для вычисления дрейфа периметра кольцевого резонатора в диапазоне рабочих температур ЗЛГ, а также использовать ее в качестве управляющего закона для активной СРП.

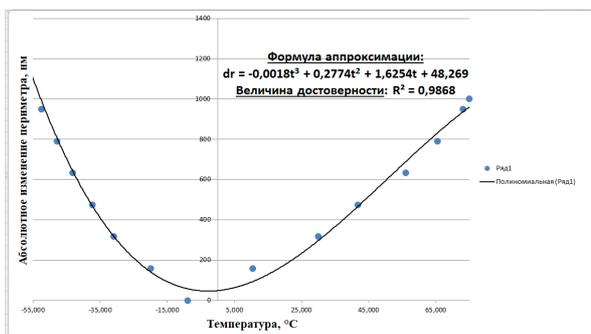


Рис. 6. Аппроксимация температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора ЗЛГ

V. ВЫВОДЫ

В данной работе нами было проведено экспериментальное исследование и моделирование температурного дрейфа периметра кольцевого резонатора ЗЛГ. Результатом работы стала разработка модели позволяющей проводить оценку температурных деформаций периметра КЛ в зависимости от КЭ датчика. Благодаря модели стало известно, что КЭ, имея собственные ТКЛР, отличные от ТКЛР ситалла СО-115М, «демпфируют» деформации кольцевого резонатора, уменьшая совокупный уход периметра датчика.

Преимущество методики состоит в возможности комплексного подхода оценки температурных деформаций целого изделия, включающего множество конструкционных элементов в отличие от традиционных методов контроля, как, например, dilatometria [20].

В перспективе применение данной методики позволит увеличить время непрерывной работы ЗЛГ в одномодовом режиме вследствие оптимизации его конструкции, а также непрерывно оценивать качество поставляемых материалов для изготовления резонаторов и иных конструкционных элементов прибора.

Следующим шагом в рамках данной работы станет проверка работоспособности аппроксимирующей функции как управляющего закона активной СРП.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Савельев И.И. Зеемановские лазерные гироскопы // Квантовая электроника. 2015. Т.45. №2. С. 171–179.
- [2] Chopra, K.N., Ring Laser Gyroscopes, Optoelectronic Gyroscopes, Progress in Optical Science and Photonics, 2021, vol. 11, Springer, Singapore, https://doi.org/10.1007/978-981-15-8380-3_1.
- [3] Болотнов А.С. Применение лазерного гироскопа в беспилотных инерциальных системах // Политехнический молодежный журнал. 2019. Вып. 10 (39).
- [4] Chen Yang, Yuanwen Cai, Chaojun Xin, and Meiling Shi, Research on temperature error compensation method of vehicle-mounted laser gyro, Journal of Physics, Conference Series, 2021, 1885, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1885/4/042020>.
- [5] Corke, P., Navigation. In: Robotics and Control, Springer Tracts in Advanced Robotics, 2022, vol. 141, Springer, Cham., https://doi.org/10.1007/978-3-030-79179-7_5.
- [6] Golyaev, Y.D., Zapotylo, N.R., Nedzvetskaya, A.A., Sinelnikov, A.O., Tikhmenev, N.V., Laser gyros with increased time of continuous operation, 18th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, 2011, p. 53.
- [7] Savelyev, I., Sinel'nikov, A., The influence of the pumping current on the zeeman laser rotation sensors output parameters, 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, 2015, pp. 421–424.
- [8] Кузнецов Е.В., Синельников А.О., Голяев Ю.Д. и др. Компьютерное моделирование работы системы регулирования периметра резонатора зеемановского лазерного гироскопа // Автоматизация в промышленности. 2022. №3. С. 45–49. <https://doi.org/10.25728/avtprom.2022.03.07.EDN IJOAVB>.
- [9] Liang, H., Ren, Q., Zhang, D., Zhao, X., Guo, Y., The Temperature Compensation Method for the Laser Gyro Based on the Relevance Vector Machine, Proceedings of 2021 Chinese Intelligent Systems Conference. Lecture Notes in Electrical Engineering, 2022, vol. 803, Springer, Singapore, https://doi.org/10.1007/978-981-16-6328-4_39.
- [10] Savvova, O.V., Bragina, L.L., Petrov, D.V., et al., Technological Aspects of the Production of Optically Transparent Glass Ceramic Materials Based on Lithium-Silicate Glasses, Glass Ceram, 2018, 75, 127–132. <https://doi.org/10.1007/s10717-018-0041-6>.
- [11] Kompan, T.A., Sharov, A.A., Monitoring of the uniformity of the thermal linear expansion coefficient of large-size optical components, Meas Tech, 2009, 52, 755, <https://doi.org/10.1007/s11018-009-9345-9>.

- [12] Filatov, Y.D., Sidorko, V.I., Kovalev, S.V., et al., Effect of the Rheological Properties of a Dispersed System on the Polishing Indicators of Optical Glass and Glass Ceramics, *J. Superhard Mater*, 2021, 43, 65–73, <https://doi.org/10.3103/S1063457621010032>.
- [13] www.lzos.ru/products/steklokristallicheskie-materialy-s-nizkim-koeffitsientom-tklr/sitall-opticheskiy-so-115m.
- [14] Khandelwal, A., Syed, A. & Nayak, J., Mathematical model of semiconductor fiber ring laser gyroscope, *J. Opt.*, 2017, 46, 8–15, <https://doi.org/10.1007/s12596-016-0368-8>.
- [15] Zubarev, Y.A., Sinelnikov, A.O., Katkov, A.A., Contribution of structural elements to the temperature drift of the zeeman laser angular velocity sensors perimeter, *Physical education in universities*, 2021, vol. 27, no.S4, pp. 55–58, https://doi.org/10.54965/16093143_2021_27_S4_55.
- [16] Синельников А.О., Катков А.А., Запотьлько Н.Р., Савельев И.И. Влияние свойств конструкционных материалов на выходные характеристики зеемановских датчиков угловых скоростей // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. № 1. С. 45–51.
- [17] Синельников А.О., Медведев А.А., Голяев Ю.Д. Роль тепловых дрейфов нуля в магнитооптических зеемановских лазерных гироскопах // Гироскопия и навигация. 2021. Вып.12. С. 308–313. <https://doi.org/S2075108721040076>.
- [18] Golyaev, Yu.D., Zapoty'l'ko, N.R., Nedzvetskaya, A.A., Sinel'nikov, A.O., Thermally stable optical cavities for Zeeman laser gyroscopes, *Optics and Spectroscopy (English translation of Optika i Spektroskopiya)*, 2012, 113(2), pp. 227–229, <https://doi.org/10.1134/S0030400X12070090>.
- [19] Семёнов А.С., Якушев И.А., Егоров А.Н. Математическое моделирование технических систем в среде MATLAB // Современные наукоемкие технологии. 2017. № 8. С. 56–64.
- [20] Hunkel, M., Surm, H., Steinbacher, M., *Handbook of Thermal Analysis and Calorimetry, Dilatometry*, 2018, pp. 103–129, <https://doi.org/B798-0-444-64062-8.00019-X>.

Обеспечение температурной стабильности блока измерителей линейного ускорения в условиях космического полёта

М.А. Барулина, А.В. Голиков
Институт проблем точной механики и управления РАН
410028, Россия, г. Саратов, ул. Рабочая, 24
barulina@iptmuran.ru

Д.М. Калихман, Л.Я. Калихман, Е.А. Депутатова,
В.А. Туркин
Филиал АО «НПЦАП» – «ПО «Корпус»
410019, Россия, г. Саратов, ул. Осипова, д. 1
lidkalahman@yandex.ru

Аннотация—В докладе рассмотрен неортогонально ориентированный шестикомпонентный блок измерителей линейного ускорения (прибор БИЛУ) с цифровым управлением измерительным каналом и модулем формирования кода типа «манчестер» в условиях работы в составе системы управления космических кораблей (КК) «Союз-МС» и «Прогресс-МС». Произведена оценка работы всех составляющих модулей прибора БИЛУ при температурных воздействиях в условиях космического полета и сделаны выводы о высокой надежности прибора и сохранении его основных параметров и технических характеристик на всех этапах полета в штатном режиме, а также в случае разгерметизации жилого отсека космического корабля.

Ключевые слова—кварцевый маятниковый акселерометр, блок измерителей линейного ускорения, цифровая система управления, метод конечных элементов.

I. ВВЕДЕНИЕ

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) в настоящее время нашли широкое применение в управляемых объектах самого различного назначения, начиная от наземных и заканчивая космическими [1], причем одними из главных требований к БИНС являются требования сохранения параметров, оговоренных в техническом задании (ТЗ), при воздействии температурных возмущений. В связи с этим на этапе проектирования БИНС необходимо производить температурные расчеты, доказывающие, что точностные характеристики приборов при воздействии температурных возмущений будут соответствовать требованиям ТЗ [7].

В состав системы управления космических кораблей «Союз-МС» и «Прогресс-МС» входит блок измерителей линейного ускорения (БИЛУ), представляющий собой неортогонально ориентированный шестикомпонентный прибор, построенный на кварцевых маятниковых акселерометрах (КМА) в каждом измерительном канале, принцип работы которого не раз докладывался на Международных конференциях по интегрированным навигационным системам и описан в работах [2–6].

В настоящей работе проводится расчет и анализ тепловых процессов в приборе при воздействиях температурных возмущений, возможных в условиях космического полета и оговоренных в ТЗ на прибор. Расчет выполнен на построенной авторами математической модели тепловых процессов в приборе.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПО ФОРМИРОВАНИЮ ТЕПЛОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРИБОРА БИЛУ

Прибор БИЛУ, внешний вид которого представлен на рис. 1, выполнен в виде негерметичного моноблока с

габаритами 172x154x135 мм. Масса прибора не превышает 3 кг. На рис. 2 изображен вертикальный разрез прибора БИЛУ. Для удобства обзора на рис. 3 блоки прибора разнесены. Выноски на элементы для рисунков 1, 2 и 3 общие.

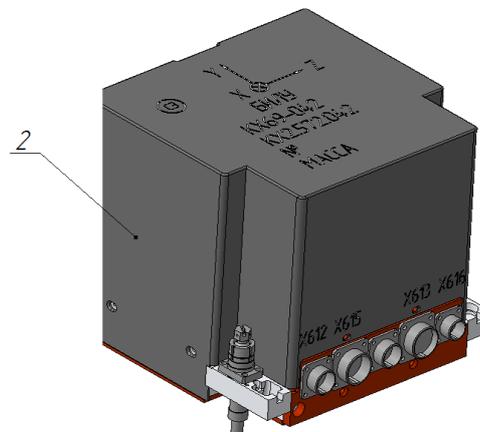


Рис. 1. Внешний вид прибора БИЛУ

Прибор включает в себя следующие основные узлы и детали: 1 – корпус, 2 – кожух (на рис. 2, 3 не показан), 3 – терморегулятор (1 шт.), 4 – чувствительные элементы (6 шт.), 5 – электронные блоки, 6 – усилители цифровой обратной связи (ЦУОС) (6 шт.) и вторичные источники питания (ВИП) (6 шт.), 7 – модуль обмена (МО) для формирования интерфейса МКПД (1 шт.), 8 – электронные блоки, вторичные источники питания (ВИП) для питания МО (2 шт.).

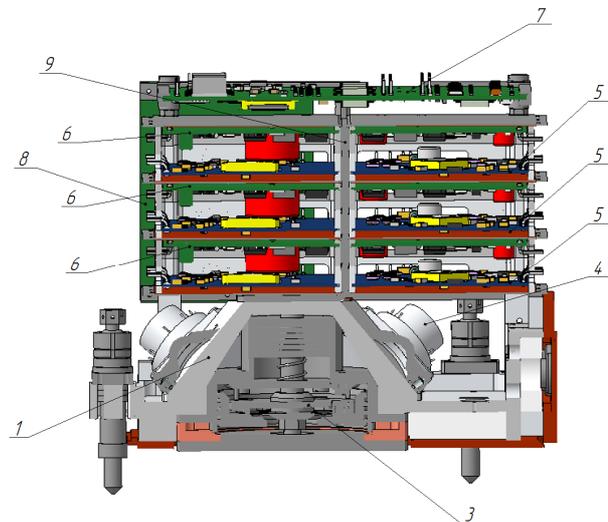


Рис. 2. Прибор БИЛУ в разрезе

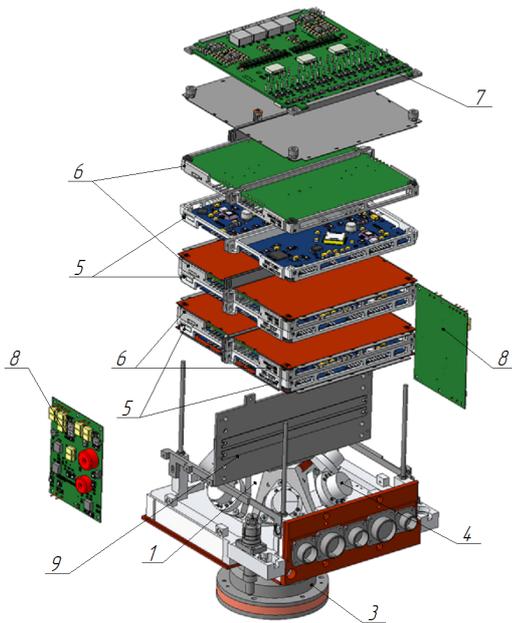


Рис. 3. Отдельные блоки прибора БИЛУ (в разнесенном виде)

Кожух 2 прибора выполнен из алюминиевого листа (АМцМ) толщиной 1 мм. Корпус 1 прибора изготовлен из алюминиевого сплава Д16. На нем выполнены базовые площадки, на которых установлены чувствительные элементы (ЧЭ) – КМА.

Прибор БИЛУ содержит шесть каналов измерения проекций вектора линейного ускорения поступательного движения изделия, в каждый из которых входят:

- КМА, конструкция которого хорошо известна и подробно описана работах [4–6];
- цифровой усилитель обратной связи (ЦУОС), обеспечивающий обратную связь в измерительном канале прибора, динамическую устойчивость системы, компенсацию температурных погрешностей и формирование дискретного информационного сигнала на его выходе;
- вторичный источник питания (ВИП), обеспечивающий формирование необходимых напряжений питания для КМА и ЦУОС из первичного напряжения питания прибора 23–34 В, поступающего из системы управления изделием.

КМА, ЦУОС и ВИП образуют измерительный канал прибора БИЛУ.

Теплообмен прибора с окружающей средой осуществляется следующими способами:

- 1) путем теплопроводности от самых тепловыделяющих элементов с плат тепло уходит на рамку и далее на стойку, соединенную с корпусом, и через лапы прибора происходит отвод тепла в корпус изделия;
- 2) путем естественной конвекции тепло с прибора рассеивается в окружающую среду.

В случае разгерметизации отсека отвод тепла путем естественной конвекции прекращается. Для исключения перегрева прибора применяется пассивный терморегулятор 3, работа которого подробно описана в [6].

III. ТЕПЛОВАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРИБОРА БИЛУ

Математическая модель тепловых процессов, предназначенная для расчета неоднородных, трехмерных, нестационарных температурных полей, их производных и других температурных характеристик, построена на основе модифицированного метода элементарных тепловых балансов (МЭБ), достаточно хорошо описанных в [7–10].

Основная формула, выражающая алгоритм метода тепловых балансов, имеет следующий вид:

$$T_i(t + \Delta t) = \left[1 - \frac{\Delta t}{c_i} \left(\sum_{j=1}^N q_{ij} + q_{ic} \right) \right] T_i + \frac{\Delta t}{c_i} \left(\sum_{j=1}^N q_{ij} T_j + q_{ic} T_c + Q_i \right),$$

где c_i – теплоемкость i -го элементарного объема; $T_i(t + \Delta t)$ – температура i -го объема в последующий момент времени; q_{ij} – теплопроводность между твердотельными элементами i, j ; q_{ic} – теплопроводность между i -м элементом и окружающей средой.

В соответствии с принципами метода тепловых балансов прибор БИЛУ и входящие в его состав блоки электроники, включая и КМА, был разбит на комплекс элементарных объемов, с учетом специфики и реальных параметров каждого из них (рис. 4 и 5). Выполнен расчет параметров тепловой модели, определены тепловые связи элементарных объемов, после чего на разработанном программном обеспечении произведена комплексная оценка нестационарных, неоднородных температурных полей и сделаны общие выводы по работе прибора БИЛУ в условиях тепловых воздействий в штатных и критических условиях полета космических кораблей.

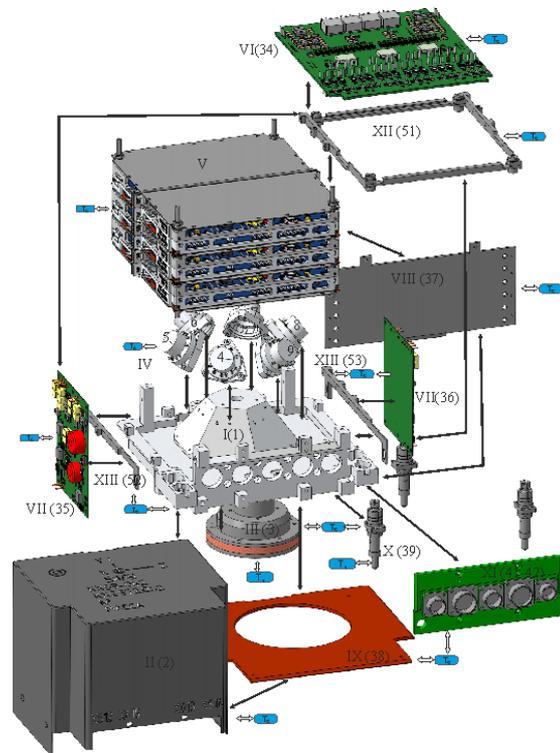


Рис. 4. Основные элементы, схема креплений и тепловая модель БИЛУ с разбиением на объемы: I(1) – корпус, II(2) – кожух, III(3) – пассивный терморегулятор, IV(4-9) – КМА, V(10-33, 40, 43-50) – блок электроники в сборе, VI(34) – плата МО, VII(35-36) – платы питания МО, VIII(37) – стойка, IX(38) – крышка, X(39) – опоры в сборе, XI(41, 42) – планка с штекерами, XII(51) – рамка МО, XIII(52, 53) – планка крепления источников питания МО

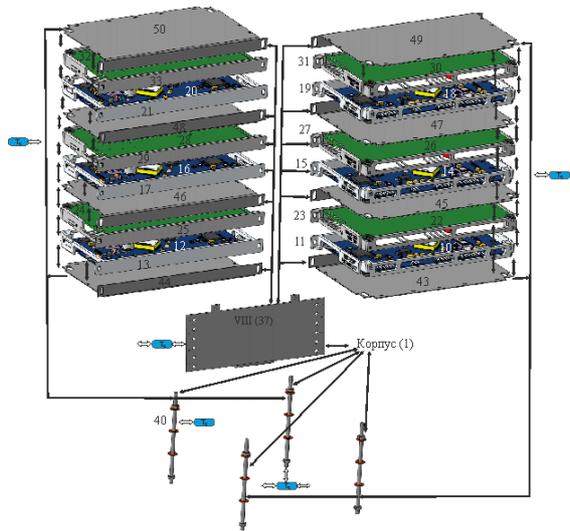


Рис. 5. Тепловая модель в этажерочной конструкции блока электроники. 10, 12, 14, 16, 18, 20 – ЦУОС; 11, 13, 15, 17, 19, 21 – рамка усилителя; 22, 24, 26, 28, 30, 32 – ВИП; 23, 25, 27, 29, 31, 33 – рамка источника; 37 – стойка; 40 – шпильки с гайками и шайбами; 43-50 – планки

При разработке тепловой модели сделаны следующие допущения.

Сборка III, имеющая многокомпонентную конструкцию, принимается как один твердотельный элемент. Каждый ЧЭ – КМА (IV) и плата электроники представляется как однородный элемент с источником тепловыделения.

Теплообмен между элементами конструкции имеет преимущественно кондуктивный характер, а в окружающую среду естественной конвекцией, излучением и кондукцией в ограниченном пространстве.

Каждая плата закреплена в рамке, которая представляется отдельным ЭО. Пары плат ЦУОС (например, ЭО №10) и ВИП (ЭО №11) отделены от другой пары металлических планками (43–50) и планкой из изолирующего текстолита (на рисунке не показана). Все платы имеют тепловой контакт со стойкой (37) через свои рамки и планки. Кроме того, между каждой парой плат имеет место кондуктивный теплообмен через воздушную прослойку (теплообмен в ограниченном пространстве), который прекращается в случае разгерметизации.

Наружные планки 43, 44, 49, 50 имеют дополнительный тепловой контакт с корпусом (1) через шпильки (40).

Теплоотдача в окружающую среду от элементов происходит естественной конвекцией и излучением.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Математическое моделирование тепловых полей в рассматриваемом приборе проходило в несколько этапов. На первом этапе рассматривался режим работы прибора при отсутствии разгерметизации при температуре окружающей среды 25°C и 40°C.

На втором этапе исследовались тепловые поля в приборе при наличии разгерметизации и при работающем терморегуляторе. При этом для оценки конструктивного запаса прибора рассматривались два варианта – элементы прибора потребляют максимальную мощность и элементы прибора потребляют мощность согласно техническому заданию.

На рис. 6–9 представлены результаты моделирования изменения температуры на элементах, выделяющих тепло или особо чувствительных для перегрева: усилитель ЦУОС (тепловой элемент 14), источник ВИП (тепловой элемент 30), элемент чувствительный ЧЭ-КМА (тепловой элемент 4) при различных режимах и на различных этапах исследования.

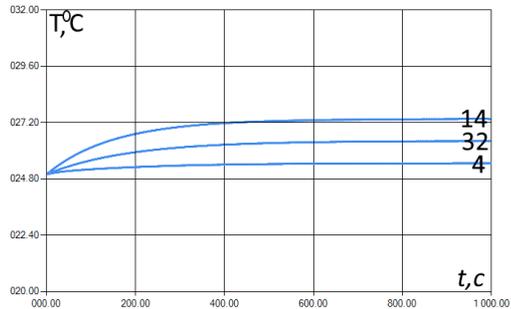


Рис. 6. Изменение температуры на элементах прибора при отсутствии разгерметизации, температура окружающей среды 25°C

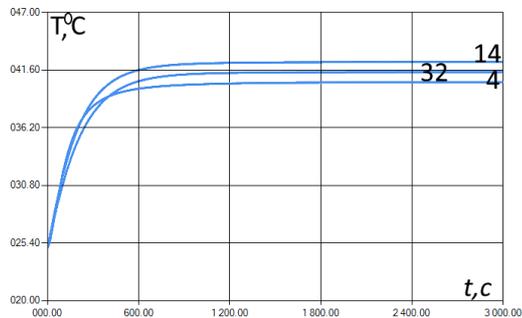


Рис. 7. Изменение температуры на элементах прибора при отсутствии разгерметизации, температура окружающей среды 40°C

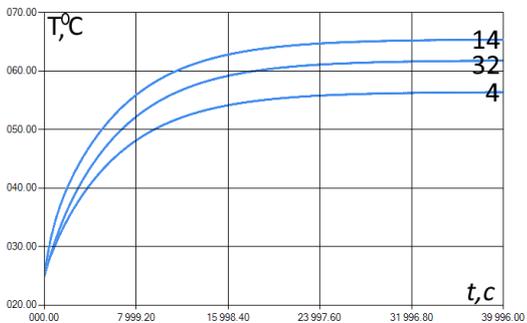


Рис. 8. Изменение температуры на элементах прибора при наличии разгерметизации, работе терморегулятора и максимальной потребляемой мощности

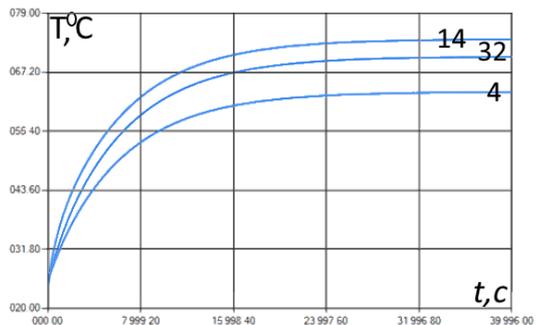


Рис. 9. Изменение температуры на элементах прибора при наличии разгерметизации, работе терморегулятора и потребляемой мощности согласно его техническому заданию

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, рассмотрены следующие режимы работы прибора БИЛУ, доработанного в части введения интерфейса МКПД, и для каждого режима рассчитаны температуры на элементах прибора:

- 1) 1-й режим – прибор работает в герметичном отсеке КК в рабочем диапазоне температур от 0°C до 40°C, при этом рассчитаны температуры элементов прибора при температурах окружающей среды 25°C и 40°C;
- 2) 2 режим – прибор работает в условиях разгерметизации отсека, при этом работал пассивный терморегулятор прибора, отводящий тепло за счет сброса на контактирующие поверхности корпуса прибора;
- 3) в штатном режиме работы, т.е. при температурах окружающей среды в диапазоне от 0°C до 40°C, на всех элементах прибора температура превышает температуру окружающей среды не более чем на 5-7°C;
- 4) при наличии разгерметизации, работе пассивного терморегулятора и номинальной мощности, потребляемой всеми блоками прибора, равной 11 Вт, максимальная температура 65°C достигается на элементах ЦУОС (тепловые элементы 10, 12, 14, 16, 18, 20), что является допустимым значением для электронных компонент;
- 5) при наличии разгерметизации, при работе терморегулятора и мощности, которая может потребляться блоками прибора согласно его техническому заданию, т.е. 18 Вт, максимальная температура 75°C достигается на элементах ЦУОС (тепловые элементы 10, 12, 14, 16, 18, 20), что также является допустимым значением для электронных компонент. При этом на элементах ВИП (тепловые элементы 22, 24, 26, 28, 30, 32) достигается температура, не превышающая 70°C;
- 6) На элементах ЧЭ-КМА (тепловые элементы 4–9) температура при разгерметизации в обоих рассматриваемых режимах не превышает 60°C.

Таким образом, можно сделать заключение о высокой надежности рассматриваемого прибора с тепловой

точки зрения и сохранении его основных параметров и технических характеристик на всех этапах полета в штатном режиме, а также в случае разгерметизации жилого отсека космического корабля.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Измайлов Е.А. Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов // Труды ФГУП «НПЦАП», № 1, 2010. С. 27–35.
- [2] Калихман Д.М. и др. Шестиосный блок измерителей кажущихся ускорений на основе прецизионного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью для систем управления космическими кораблями «Союз-МС» и «Прогресс-МС» // Материалы XXVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электронприбор», 2019. С. 225–231.
- [3] Калихман Д.М. и др. Результаты лётных испытаний шестиосного блока измерителей кажущегося ускорения на основе прецизионного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью в составе космического корабля «Союз МС-14» // Материалы XXVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электронприбор», 2020. С. 184–187.
- [4] Калихман Д.М., Скоробогатов В.В. и др. Кварцевый маятниковый акселерометр с цифровой обратной связью как система автоматического управления: результаты синтеза регуляторов и программно – математического обеспечения. Перспективы дальнейшего развития. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, выпуск 26, 2019. С. 2-37.
- [5] Калихман Д.М. и др. Маятниковый акселерометр с цифровым управлением и новыми функциональными возможностями. // Известия РАН. Теория и системы управления, № 2, 2021. С.73-95.
- [6] Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю., Нахов С.Ф. Опыт проектирования и изготовления блоков измерителей линейного ускорения на кварцевых маятниковых акселерометрах с аналоговой и цифровой системами управления. Монография. Саратов: Изд-во СГТУ им. Гагарина Ю.А., 2021, 240 с.
- [7] Джашитов В.Э., Панкратов В.М. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий / Под общей ред. В. Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электронприбор», 2005. 404 с.
- [8] Дульнев Г.Н., Парфенов В.Г., Сигалов А.В. Методы расчета теплового режима приборов. М.: Радио и связь, 1990. 312 с.
- [9] Pankratov, V.M., Golikov, A.V., Barulina, M.A., Pankratova, E.V., and Efremov, M.V., Problem statement for practical modeling of temperature fields of gyroscopes in space navigation systems, *Topical Problems of Agriculture, Civil and Environmental Engineering (TPACEE 2020)*, E3S Web of Conferences, 2020, vol. 224, 02006.
- [10] Барулина М.А. и др. Моделирование трёхмерных неоднородных тепловых полей электронных плат наноспутников // Электронные информационные системы № 2 (17) 2018 С. 22-30

Оптимизация параметров регулятора компенсационного маятникового акселерометра

В.М. Никифоров
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

С.А. Осокин
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

А.А. Гусев
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

Д.М. Калихман
Филиал АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина» – «ПО
«Корпус», г. Саратов, Россия

А.А. Нижегородов
Филиал ВА РВСН
имени Петра Великого
г. Серпухов, Россия

К.А. Андреев
АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина»
г. Москва, Россия

А.А. Акмаев
Филиал АО «НПЦАП имени
академика Н.А. Пилюгина» – «ПО
«Корпус», г. Саратов, Россия

Аннотация—Приведено исследование робастных свойств компенсационного кремниевого маятникового акселерометра на основе центрального композиционного плана. Показано, что современный маятниковый акселерометр компенсационного типа представляет собой сложную электромеханическую систему, динамические характеристики которой зависят от множества параметров как электронной, так и механической частей. На основе предложенной методики исследования сделаны выводы о наиболее значимых элементах конструкции маятникового акселерометра, влияющих на формирование робастных свойств системы автоматического управления прибором.

Ключевые слова—кремниевый маятниковый акселерометр, робастные свойства, композиционный план, система автоматического управления.

I. ВВЕДЕНИЕ

Особенности эксплуатации приборов систем управления накладывают дополнительные требования к качеству приборов. Для акселерометров традиционно исследуются параметры его статических характеристик, определяющих класс прибора: линейность и временная стабильность масштабного коэффициента, величина смещения нулевого сигнала в запуске и между запусками. Для бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) определяющими являются смещение нулевого сигнала между запусками и временная стабильность масштабного коэффициента [1]. По этим параметрам кремниевый маятниковый акселерометр (КМА) относится к приборам среднего класса точности [2]. В современных БИНС приборы подобного класса применяются, как правило, на быстро движущихся объектах со сравнительно коротким временем жизни, испытывающих в условиях работы серьезные внешние возмущающие воздействия, среди которых наибольшее влияние на работу системы управления оказывают удары и вибрации [3]. Отсюда динамические характеристики КМА имеют не менее важное значение для работы БИНС, нежели статические, поэтому требуются дополнительные исследования показателей качества системы автоматического управления (САУ) акселерометра, таких как ширина полосы пропускания, значение амплитуды резонанса, значение частоты резонанса и т.д. Как правило, показатели качества САУ обеспечиваются усилителем обратной связи акселерометра, параметрами

его датчика угла (ДУ) и датчика момента (ДМ) [4, 5]. При длительной непрерывной эксплуатации и хранении происходит дрейф параметров электронных элементов, магнитных свойств ДУ и ДМ, что неизбежно приводит к изменению показателей качества акселерометра. В связи с этим задача исследования влияния изменения одних параметров на другие (задача исследования робастных свойств системы) является актуальной [6–13].

Целью исследования является повышение качества выходных параметров акселерометра.

Объектом исследования является кремниевый маятниковый компенсационный акселерометр. **Объект исследования** представлен математической моделью КМА, которая включает в себя передаточные функции и модули:

- механической части КМА – $\{W_{pl1}$ и $W_{pl2}\}$;
- датчика угла – K_{du} ;
- модуля корректирующего звена – K_{dm} ;
- ДМ в цепи обратной связи – W_{dm} .

Предметом исследования является влияние разброса параметров регулятора, представляющего собой аналоговый контур из RC элементов в обратной связи КМА, на частотные и временные характеристики рассматриваемого акселерометра, влияющие на показатели качества САУ КМА.

II. ИССЛЕДОВАНИЕ РОБАСТНЫХ СВОЙСТВ КМА

В работе проведено исследование влияния изменения параметров регулятора в обратной связи КМА на частотные и временные характеристики КМА, то есть исследование робастных свойств системы. В исследовании применен метод планирования эксперимента на основе центрального композиционного плана. В качестве независимых параметров использованы номинальные значения электронных элементов регулятора $\{R_{vh}, R_g, R_{dob}, R_{oy}, C_g, C_{oy}\}$ и диапазон их изменения $\pm 10\%$ от номинального, взятый на основе паспорта их данных, определяемых производителем. Целевыми функциями являются показатели качества КМА:

- максимальная амплитуда тока ДМ – A_m ;
- время достижения ДМ тока A_m – t_{max} ;

- время окончания переходного процесса тока ДМ – t_{end} ;
- ширина полосы пропускания – $f_{\text{проп}}$;
- значение амплитуды 1-го резонанса тока ДМ – M_1 ;
- значение частоты, при которой ток ДМ достигает 1-го резонанса – f_{m1} ;
- значение амплитуды 2-го резонанса тока ДМ – M_2 ;
- значение частоты, при которой ток ДМ достигает 2-го резонанса – f_{m2} .

На рис. 1 и рис. 2 представлены переходной процесс тока ДМ КМА и частотная характеристика ДМ КМА.

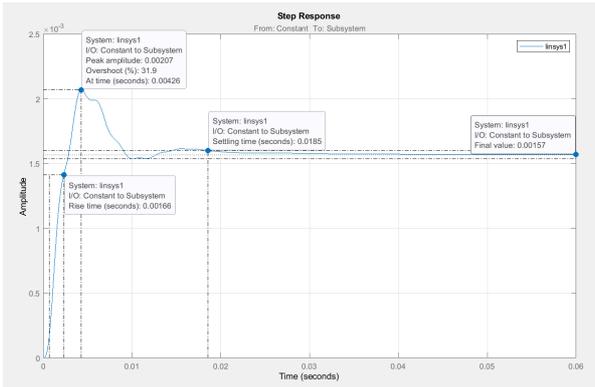


Рис. 1. Переходной процесс тока ДМ КМА

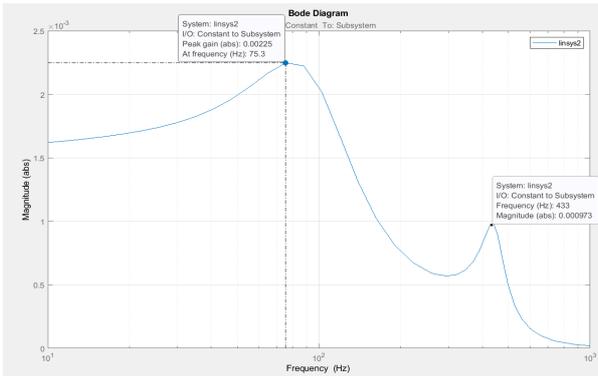


Рис. 2. Частотная характеристика ДМ КМА

В результате моделирования согласно центральному композиционному плану получены корреляционные коэффициенты и уравнения регрессии параметров качества КМА от значений электронных элементов регулятора.

Полученные уравнения регрессии показателей качества КМА:

$$\begin{aligned}
 A_m &= (205.64 - 4.81R_{vh} + 0.35R_{vh}^2 - 2.58C_g) \cdot 10^{-5}, \\
 t_{\max} &= (4.43 + 0.16R_{vh} + 0.11R_{vh}^2) \cdot 10^{-3}, \\
 t_{\text{end}} &= (21.46 + 1.75R_{vh} + 0.58C_g + 0.07C_g^2 - 0.05R_{vh}C_g) \cdot 10^{-3}, \\
 f_{\text{проп}} &= 157.76 - 12.93R_{vh} + 6.48C_g, \\
 M_1 &= (225.71 - 8.82R_{vh} + 0.93R_{vh}^2 - 7.94C_g + 0.51C_g^2 + 0.61R_{vh}C_g) \cdot 10^{-5}, \\
 f_{m1} &= 79.37 - 6.36R_{vh} + 0.72R_{vh}^2 - 1.60C_g - 1.93R_{vh}C_g, \\
 M_2 &= (97.77 - 3.17R_{vh} + 0.46R_{vh}^2 + 13.09C_g + 0.78C_g^2 - 0.15R_{vh}C_g) \cdot 10^{-5}, \\
 f_{m2} &= 441.39 + 1.23R_{vh} + 1.32C_g - 1.91C_g^2.
 \end{aligned}$$

Наиболее значимыми независимыми параметрами являются R_{vh} и C_g . Используя полученные уравнения регрессии, рассмотрены изменения целевых функций при увеличении независимых параметров R_{vh} и C_g .

При проектировании КМА для наилучшего качества акселерометра необходимо обеспечивать одновременно максимум ширины полосы пропускания и минимум всех остальных рассматриваемых в центральном композиционном плане параметров КМА:

$$A_m \rightarrow \min, t_{\max} \rightarrow \min, t_{\text{end}} \rightarrow \min, f_{\text{проп}} \rightarrow \max, M_1 \rightarrow \min, M_2 \rightarrow \min.$$

Однако по уравнениям регрессии выявлены противоречия данному требованию в зависимости от значений независимых параметров – уменьшение одних параметров КМА приводит к увеличению других, в то время как требуется их уменьшение.

Поэтому были решены задачи однокритериальной и многокритериальной оптимизации, используя среду математического моделирования, для параметров КМА $\{A_m, t_{\max}, t_{\text{end}}, f_{\text{проп}}, M_1, M_2\}$ и значений электронных элементов регулятора $\{R_{vh}, R_g, R_{dob}, R_{oy}, C_g, C_{oy}\}$. Для решения многокритериальной задачи оптимизации необходимо определить значимость целевой функции и структуру многокритериальной целевой функции. Исходя из этого, в зависимости от критерия оптимизации, возможны различные варианты подбора независимых параметров.

Получены значения электронных элементов, обеспечивающие выполнение требований $A_m \rightarrow \min, t_{\max} \rightarrow \min, t_{\text{end}} \rightarrow \min, f_{\text{проп}} \rightarrow \max, M_1 \rightarrow \min, M_2 \rightarrow \min$ по отдельности в случае однокритериальной задачи оптимизации. При многокритериальной задаче оптимизации найдены оптимальные значения электронных элементов, обеспечивающих выполнение требований к параметрам качества КМА, кроме максимума полосы пропускания $f_{\text{проп}}$.

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате работы можно сделать следующие выводы:

- наиболее высокие требования необходимо предъявлять к точности номиналов R_{vh} и C_g , в то время как другие элементы регулятора могут иметь значительные разбросы номиналов;
- изменение целевых функций относительно среднего значения при варьировании независимых параметров рассматриваемого регулятора $\{R_{vh}, R_g, R_{dob}, R_{oy}, C_g, C_{oy}\}$ в диапазоне $\pm 10\%$ составило: $\delta A_m = 4.5\%$, $\delta t_{\max} = 7.2\%$, $\delta t_{\text{end}} = 16.3\%$, $\delta f_{\text{проп}} = 16.5\%$, $\delta M_1 = 8\%$, $\delta M_2 = 6.4\%$;
- оптимизация многокритериальной целевой функции не позволяет получить требуемых значений всех параметров качества акселерометра, в частности, достижение максимума полосы пропускания $f_{\text{проп}}$ возможно только при решении однокритериальной задачи оптимизации.
- предлагаемые методики могут быть применены к любому типу маятниковых акселерометров, например к кварцевым, широко применяющимся в современных БИНС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Измайлов Е.А. Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов // Труды ФГУП «НПЦАП», №1, 2010. С. 27–35.
- [2] Распопов В.Я. Микромеханические приборы: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2007. 400 с.
- [3] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
- [4] Калихман Д.М. и др. Маятниковый акселерометр с цифровым управлением и новыми функциональными возможностями // Известия РАН. Теория и системы управления. №2. 2021. С.73–95.
- [5] Нахов С.Ф., Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Депутатова Е.А., Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю. Опыт проектирования и изготовления блоков измерителей линейного ускорения на кварцевых маятниковых акселерометрах с аналоговой и цифровой системами управления. Монография. Саратов: Изд-во СГТУ им. Гагарина Ю.А., 2021. 240 с.
- [6] Никифоров В.М. и др. Оптимизация параметров корректирующего контура маятникового акселерометра // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2021. №1. С. 5–12.
- [7] Анохин А.С., Кузьмин К.С., Смирнов Е.С., Киселев Л.Н. Влияние «конструктивного» резонанса на устойчивость «сухого» акселерометра // Труды ФГУП «НПЦАП» Научно-технический журнал. 2016. №3. С. 46–50.
- [8] Анохин А.С., Кузьмин К.С., Чхиквадзе Л.И. Методика синтеза корректирующего контура «сухого» маятникового компенсационного акселерометра // Труды ФГУП «НПЦАП» Научно-технический журнал. 2015. №1. С. 35-41.
- [9] Анохин А.С., Ворона А.Д., Кузьмин К.С., Николаева В.В., Чернышев Б.Д. Обеспечение динамических параметров маятникового компенсационного акселерометра // Труды ФГУП «НПЦАП» Научно-технический журнал. 2017. №2. С. 23–26.
- [10] Никифоров В.М., Чайковский М.М., Гусев А.А., Андреев К.А., Анохин А.С., Стихарева Н.П. Повышение качества переходного процесса компенсационного маятникового акселерометра при LMI-управлении // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». С. 310–312.
- [11] Никифоров В.М., Гусев А.А., Андреев К.А., Осокин С.А., Нижегородов А.А., Стихарева Н.П. Регрессионная модель тока датчика момента маятникового акселерометра на основе двойного планирования факторного эксперимента // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». С. 313–315.
- [12] Никифоров В.М., Гусев А.А., Золотухин С.С., Жукова Т.А., Нижегородов А.А. Идентификация математической модели маятникового акселерометра с учётом параметрической неопределённости // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 329–332.
- [13] Никифоров В.М., Гусев А.А., Золотухин С.С., Жукова Т.А., Нижегородов А.А. Синтез регулятора обратной связи маятникового акселерометра с применением линейных матричных неравенств и построением инвариантных эллипсоидов // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 326–328.

Особенности реализации алгоритма определения ориентации наноспутника SamSat-ION

А.В. Крамлих
Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
Самара, Россия
kramlikh@mail.ru

П.Н. Николаев
Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
Самара, Россия
nikolaev.pn@ssau.ru

Д.В. Рылько
Межвузовская кафедра космических исследований,
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
Самара, Россия
dmitriyrylko@gmail.com

Аннотация—В работе рассматриваются особенности реализации алгоритма определения ориентации наноспутника SamSat-ION. Задача определения ориентации решается с использованием метода векторного согласования и фильтра Калмана. В качестве источников измерительной информации выступает комплекс магнитометров и датчиков освещенности. Приводятся результаты работы алгоритмов на бортовом компьютере наноспутника SamSat-ION.

Ключевые слова—наноспутник, определение ориентации, фильтр Калмана, магнитометр, датчик освещенности.

1. ВВЕДЕНИЕ

Наноспутник SamSat-ION, разработанный в Самарском университете, предназначен для изучения ионосферы и магнитосферы Земли. Для этих целей на наноспутнике (НС) установлен датчик параметров плазмы и высокоточный магнитометр на выносной штанге. Для пространственно-временной привязки научных измерений будет использоваться навигационный приемник собственной разработки, а для определения ориентации – информация от четырех трехосных магнитометров и шести датчиков освещенности, установленных на каждой грани НС (рис. 1). При этом точность решения задачи определения ориентации должна быть не хуже 1° .

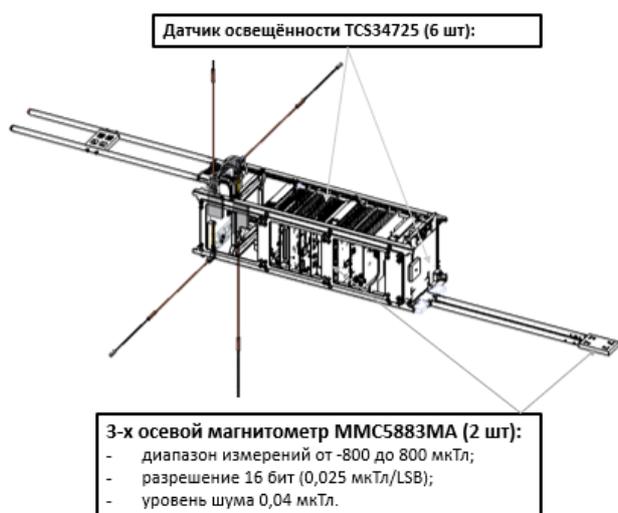


Рис. 1. Измерительные средства НС SamSat-ION, используемые в задаче определения ориентации

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ НС

Движение НС описывается с помощью двух систем координат, начала которых совпадают с центром масс НС:

- орбитальная система координат (ОСК) $OXYZ$ – ось OZ направлена по радиусу-вектору НС, ось OY направлена по орбитальной угловой скорости, ось OX дополняет систему до правой;
- связанная система координат (ССК) $Oxyz$ – направление осей совпадает с главными центральными моментами инерции НС.

Положение ССК относительно ОСК задается с помощью кватерниона (q_0 – скалярная часть)

$$\mathbf{q} = (q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3).$$

Связь кватерниона и матрицы перехода:

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}) = \begin{pmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{pmatrix}.$$

Движение НС относительно центра масс описывается с помощью динамических уравнений Эйлера:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M}_g + (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \times \boldsymbol{\omega}),$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости, $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ – тензор инерции НС, \mathbf{M}_g – гравитационный момент.

Гравитационный момент задается следующим соотношением:

$$\mathbf{M}_g = \frac{3\mu}{r^3}(\boldsymbol{\eta} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\eta}),$$

где μ – гравитационный параметр Земли, r – модуль радиуса-вектора НС из центра Земли, $\boldsymbol{\eta}$ – единичный вектор, задающий направление радиуса-вектора НС.

Динамические уравнения Эйлера дополняются кинематическими соотношениями, которые записываются в следующем виде:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{w} \otimes \mathbf{q} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\Omega_x & -\Omega_y & -\Omega_z \\ \Omega_x & 0 & \Omega_z & -\Omega_y \\ \Omega_y & -\Omega_z & 0 & \Omega_x \\ -\Omega_z & \Omega_y & -\Omega_x & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix},$$

где $\boldsymbol{\Omega} = (\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z)^T$ – вектор угловой скорости НС относительно ОСК, $\mathbf{w} = (0, \boldsymbol{\Omega})$ – относительная угловая скорость, записанная в виде кватерниона.

Абсолютная и относительная угловые скорости связаны следующим соотношением:

$$\boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_0,$$

где $\boldsymbol{\omega}_0$ – угловая скорость движения центра масс НС по орбите.

III. СТРУКТУРА АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НС SAMSAT-ION

A. Схема бортового алгоритма

Задача определения ориентации решается в два этапа (рис. 2). На первом этапе производится грубое определение ориентации по одномоментным измерениям вектора геомагнитной индукции и вектора направления на Солнце с помощью известного алгоритма QUEST [1, 2]. Определение ориентации на данном этапе производится на освещенном участке орбиты при условии, что угол между вектором направления на Солнце и вектором геомагнитной индукции более 10° . Полученная оценка кватерниона является априорной информацией для второго этапа – определения ориентации с помощью расширенного фильтра Калмана, использующего только показания магнитометра [3,4].

B. Одномоментное определение ориентации по алгоритму QUEST

Алгоритм QUEST позволяет оценить ориентацию НС путем сравнения векторов измерений, с их расчетными значениями, полученными по различным моделям.

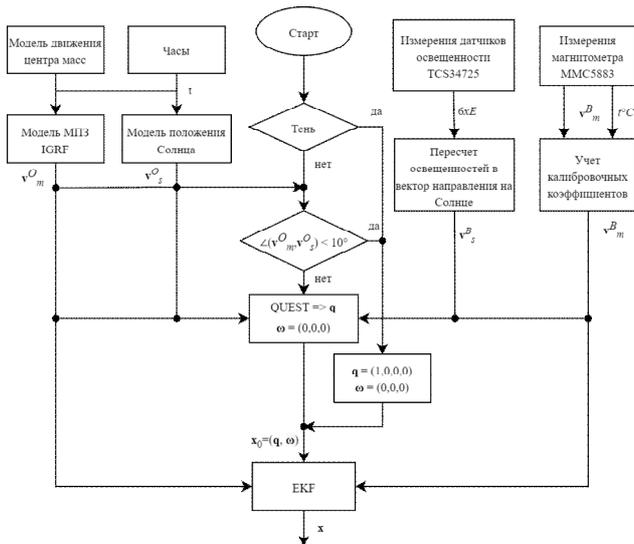


Рис. 2. Схема бортового алгоритма определения ориентации SamSat-ION

Алгоритм QUEST является решением так называемой задачи Вахбы [5], в которой матрицу ориентации предполагается отыскивать исходя из минимизации следующего функционала:

$$J = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N k_i \left| \mathbf{v}_i^B - \mathbf{A}(\mathbf{q}) \mathbf{v}_i^O \right|^2,$$

где k_i – весовой коэффициент каждого измерения, \mathbf{v}_i^B – вектор измерения в ССК, \mathbf{v}_i^O – соответствующий модельный вектор в ОСК.

В качестве измерений приняты измерения магнитометра \mathbf{v}_m^B и вектор направления на Солнце \mathbf{v}_s^B , пересчитанный из показаний датчиков освещенности. В качестве модели геомагнитной индукции используется модель IGRF [6], а в модели движения Солнца учитывается только эллиптическое движение Земли вокруг Солнца [7].

Введем следующие обозначения:

$$\mathbf{B} = k_1 \mathbf{v}_m^B \mathbf{v}_m^{O^T} + k_2 \mathbf{v}_s^B \mathbf{v}_s^{O^T}, \quad \mathbf{S} = \mathbf{B} + \mathbf{B}^T, \\ \mathbf{Z} = (B_{23} - B_{32} \quad B_{31} - B_{13} \quad B_{12} - B_{21})^T, \\ L = k_1 + k_2, \quad \sigma = \text{tr}(\mathbf{B}),$$

где \mathbf{v}_m^O , \mathbf{v}_s^O – вектор геомагнитной индукции и вектор направления на Солнце соответственно, рассчитанные по моделям.

Решение задачи Вахбы сводится к решению следующей системы линейных уравнений для нахождения вектора Гиббса $\boldsymbol{\beta}$ [8]:

$$((L + \sigma)\mathbf{E} - \mathbf{S})\boldsymbol{\beta} = \mathbf{Z}.$$

Далее, когда вектор Гиббса найден, осуществляется переход к компонентам кватерниона:

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\sqrt{1 + \boldsymbol{\beta}^T \boldsymbol{\beta}}} \begin{pmatrix} 1 \\ \boldsymbol{\beta} \end{pmatrix}.$$

C. Определение ориентации с использованием расширенного фильтра Калмана

Перепишем кинематические и динамические уравнения в виде

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \mathbf{w} \otimes \mathbf{q} \\ \boldsymbol{\Gamma}^{-1} (\mathbf{M}_g + (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \times \boldsymbol{\omega}) \end{pmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon},$$

где $\mathbf{x} = (q_0, q_1, q_2, q_3, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$ – вектор состояния, $\boldsymbol{\varepsilon}$ – нормально распределенная ошибка в модели движения с ковариационной матрицей \mathbf{Q} .

Поскольку в качестве измерений используются только показания магнитометра, запишем модель измерений в виде

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, t_k) + \mathbf{v}_k = \mathbf{A}(\mathbf{q}) \mathbf{B}_k^O + \mathbf{v}_k,$$

где \mathbf{B}_k^o – вектор геомагнитной индукции в ОСК, рассчитанный по модели IGRF, \mathbf{v}_k – шум измерений с ковариационной матрицей \mathbf{R} .

Алгоритм работает в два этапа. На этапе прогноза априорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ вычисляется путем интегрирования нелинейной модели движения НС. Оценка ковариационной матрицы \mathbf{P}_k^- прогнозируется с помощью линеаризованной модели динамики (матрица $\mathbf{\Phi}_k$ учитывает только линейные члены разложения):

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, t) dt,$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{\Phi}_k \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{\Phi}_k^T + \mathbf{Q},$$

$$\mathbf{\Phi}_k = \mathbf{E} + \mathbf{F}_k \Delta t, \mathbf{F}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-},$$

где \mathbf{E} – единичная матрица, \mathbf{F}_k – матрица динамики системы.

На этапе коррекции вычисляется апостериорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^+$ путем обработки поступающих магнитометрических измерений \mathbf{z}_k :

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R})^{-1},$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, t_k)), \mathbf{H}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-},$$

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{E} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^-,$$

где \mathbf{K}_k – весовая матрица, \mathbf{H}_k – матрица модели измерений.

IV. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ АЛГОРИТМА

Было проведено статистическое моделирование работы алгоритма при условиях, приведенных в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1. УСЛОВИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ АЛГОРИТМА

Параметры орбиты	Высота	550 км
	Наклонение	97,5°
	Долгота восходящего узла	60°
	Начальный аргумент широты	$U(0,360)^\circ$
Начальные значения параметров движения относительно центра масс НС	Угол прецессии	$U(-180,180)^\circ$
	Пространственный угол атаки	$U(0,180)^\circ$
	Угол собственного вращения	$U(-180,180)^\circ$
	Модуль угловой скорости	1 °/с
Погрешности средств измерения	Шум магнитометра	$N(0, 300)$ нТл
	Угол погрешности определения направления на Солнце	$U(0,10)^\circ$

Критерием точности определения ориентации принят пространственный угол поворота между истинным \mathbf{q}^{true} и оцененным $\hat{\mathbf{q}}$ положением ССК [9]:

$$\varphi = \arccos \left(\frac{1}{2} \left(\text{tr} \left(\mathbf{A}(\mathbf{q}^{true}) \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}}) \right) - 1 \right) \right).$$

Результаты моделирования приведены в табл. 2 и на рис. 3–5.

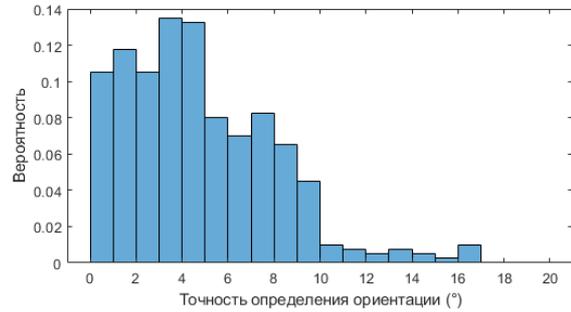


Рис. 3. Гистограмма распределения погрешности определения ориентации с помощью алгоритма QUEST

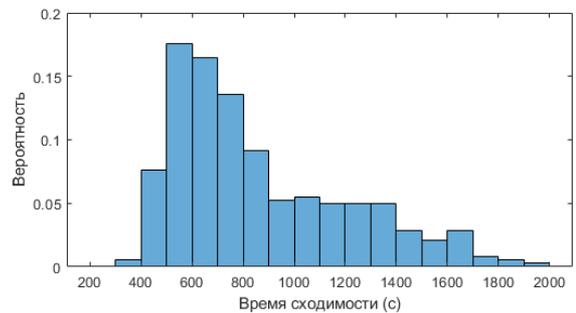


Рис. 4. Гистограмма распределения времени сходимости фильтра Калмана

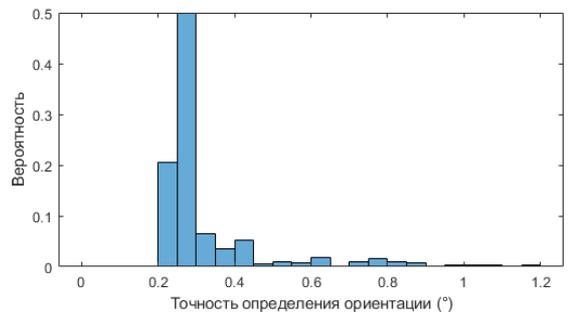


Рис. 5. Гистограмма распределения погрешности определения ориентации фильтра Калмана после сходимости

ТАБЛИЦА 2. РЕЗУЛЬТАТЫ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ АЛГОРИТМА

QUEST	Математическое ожидание погрешности определения ориентации	5,06°
Фильтр Калмана	Математическое ожидание времени сходимости	865 с
	Математическое ожидание погрешности определения ориентации после сходимости	0,35°

V. ПРОГРАММНО-АППАРАТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА

Предложенный алгоритм был реализован на бортовом компьютере НС SamSat-ION. Для проверки работоспособности и эффективности алгоритма было проведено программно-аппаратное моделирование, которое условно можно разделить на три этапа (рис. 6) [10]:

- ПК отправляет на БЦВМ смоделированные измерения магнитометра по интерфейсу UART;
- алгоритм определения ориентации выполняется на БЦВМ;
- оценка кватерниона ориентации отправляется обратно на ПК по UART.



Рис. 6. Программно-аппаратное моделирование работы алгоритма

Пример работы алгоритма, реализованного на БЦВМ, представлен на рис. 7–9.

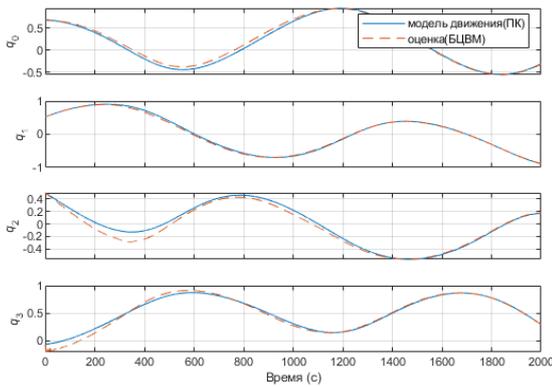


Рис. 7. Оценка компонент кватерниона ориентации

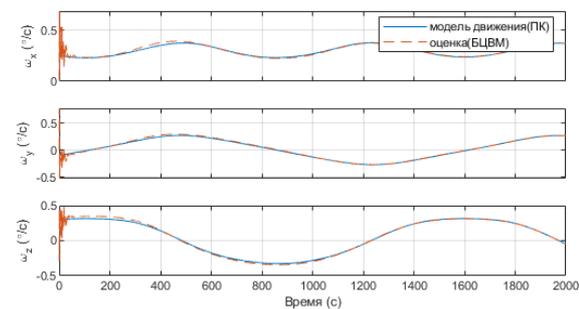


Рис. 8. Оценка компонент угловой скорости

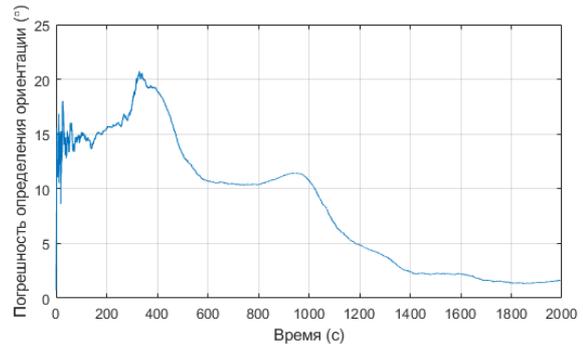


Рис. 9. Зависимость погрешности определения ориентации в процессе сходимости фильтра Калмана

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены основные особенности реализации алгоритма определения ориентации НС SamSat-ION. По результатам статистического моделирования получено, что точность определения ориентации с использованием фильтра Калмана по показаниям только магнитометрических измерений не хуже 1° ($P=0,95$), при этом скорость сходимости фильтра не превышает 2000 с ($P=0,95$).

БЛАГОДАРНОСТЬ

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Shuster, M.D., Oh, S.D., Three-axis attitude determination from vector observations, *Journal of Guidance and Control*, 1981, vol. 4, no. 1, pp. 70–77.
- [2] Cheng, Y., Shuster, M.D., An improvement to the QUEST algorithm, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 1, 2014, pp. 301–305.
- [3] Ivanov, D.S., Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties, *Acta Astronautica*, 2017, 132, pp. 103–110.
- [4] Searcy, J.D., Pernicka, H.J., Magnetometer-only attitude determination using novel two-step Kalman filter approach, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 6, pp. 1693–1701.
- [5] Wahba, G., A least-squares estimate of satellite attitude, *SIAM Review*, 1965, vol. 7(3), p. 409.
- [6] Alken, P., International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation, *Earth, Planets and Space*, 2021, vol. 73.
- [7] Meeus, J., *Astronomical algorithms*, 2nd ed., Willmann-Bell Inc., 1998.
- [8] Markley, L.F., Crassidis, J.L., *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*, Springer, 2014.
- [9] Schaub, H., Junkins, J.L., *Analytical mechanics of space systems*, 2nd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2009.
- [10] Liu, Y., Liu, K., Li, Y., Pan, Q., Zhang, J., A ground testing system for magnetic-only ADCS of nano-satellites, *Proceedings of IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, 2016, pp. 1644–1647.

Повышение эффективности компенсации температурной чувствительности волоконно-оптического гироскопа

Д.А. Гонтарь
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Университет ИТМО
Санкт-Петербург, Россия
denisgontar99@gmail.com

Е.В. Драницына
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Университет ИТМО
Санкт-Петербург, Россия
dranitsyna_ev@mail.ru

Аннотация—Создание волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) навигационного класса требует точной компенсации влияния изменения температуры на выходной сигнал. Наиболее популярными методами компенсации являются полиномиальная регрессия ввиду ее простоты в построении и использовании и искусственные нейронные сети ввиду их эффективности. В качестве входных параметров для компенсации обычно используются температура катушки и скорость ее изменения. Предложен метод компенсации температурной погрешности ВОГ с помощью модифицированной полиномиальной регрессии, учитывающей изменение чувствительности смещения нуля к скорости изменения температуры при увеличении температуры. Представлены результаты сравнительного анализа эффективности предложенного метода компенсации погрешности смещения нуля ВОГ и полиномиальной регрессии нескольких переменных.

Ключевые слова—волоконно-оптический гироскоп, температурная компенсация смещения нуля, полиномиальная регрессия.

I. ВВЕДЕНИЕ

Уникальная чувствительность волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), которую можно достичь за счет увеличения длины волоконного контура, открывает широкие перспективы их использования в навигационных системах в тех случаях, когда необходимо обеспечить длительную высокоточную автономную работу [1]. В свою очередь, увеличение длины волоконного контура до нескольких километров значительно увеличивает его чувствительность к изменению температуры окружающей среды, которая может меняться в широких пределах. Одной из основных проблем при создании высокоточных ВОГ является чувствительность выходного сигнала к изменению температуры [2].

Задача учета влияния изменения температуры на выходной сигнал ВОГ, помимо различных конструктивных решений и применения системы термостатирования, может быть решена введением алгоритмической температурной компенсации выходного сигнала [3, 4]. Существует множество методов алгоритмической компенсации [3–5], но в последнее время наиболее популярными являются методы машинного обучения. Суть всех этих методов заключается в наличии этапа обучения алгоритма, который затем используется при решении задачи компенсации. Среди таких методов можно выделить: линейную, логистическую, полиномиальную и хребтовую регрессии, регрессию лассо, искусственные нейронные сети [6–8]. Для оптимизации систем, построенных на методах машинного обучения, используют различные оптимизационные алгоритмы: статистические алгоритмы, генетические алгоритмы, метод роя частиц [9–11].

В настоящей работе предлагается повысить точность полиномиальной регрессии температурной зависимости смещения нуля ВОГ за счет добавления в полином дополнительных переменных, отвечающих за совместное влияние температуры и скорости ее изменения. С целью подтверждения эффективности предложенной методики проведен сравнительный анализ с полиномиальной регрессией от двух независимых переменных, в качестве которых использовались средняя температура катушки и скорость ее изменения.

II. ТЕМПЕРАТУРНАЯ ЗАВИСИМОСТЬ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА ВОГ

Известно [2], что выходной сигнал ВОГ зависит не только от значения температуры, но и от пространственно-временного градиента ее изменения. Для идентификации зависимости выходного сигнала от температуры и ее последующего учета на волоконный контур устанавливают несколько датчиков температуры. Выбор количества датчиков и места их расположения является сложной задачей, решаемой индивидуально для определенной конструкции ВОГ, и в настоящей работе не рассматривается. Для построения компенсации температурной чувствительности смещения нуля ВОГ использовалась средняя температура катушки, рассчитанная по показаниям нескольких датчиков температуры, расположенных непосредственно вблизи волоконного контура, и скорость ее изменения.

Другим не менее важным вопросом идентификации зависимости выходного сигнала ВОГ от температуры является выбор программы ее изменения. Характер изменения температуры должен не только перекрывать диапазон рабочих температур, но и позволять разделить влияние температуры и скорости ее изменения на выходной сигнал ВОГ. Выбор температурного цикла определяет адекватность и повторяемость полученной модели компенсации. Температурный цикл строился исходя из максимального перекрытия возможных значений температуры в диапазоне от -10 до 45°C и скорости ее изменения (рис. 1).

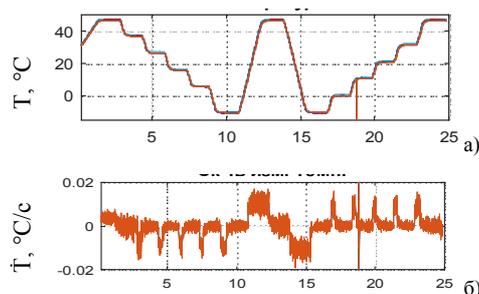


Рис. 1. Температурный цикл: (а) – значение температуры, (б) – скорость изменения температуры

Изменчивость смещения нуля ВОГ представлена на рис. 2 синей линией. Для удобства восприятия графики температурной погрешности смещения нуля ВОГ здесь и далее отнесены к максимальной ошибке без использования компенсации. Видно, что с увеличением температуры чувствительность смещения нуля к скорости изменения температуры растёт.

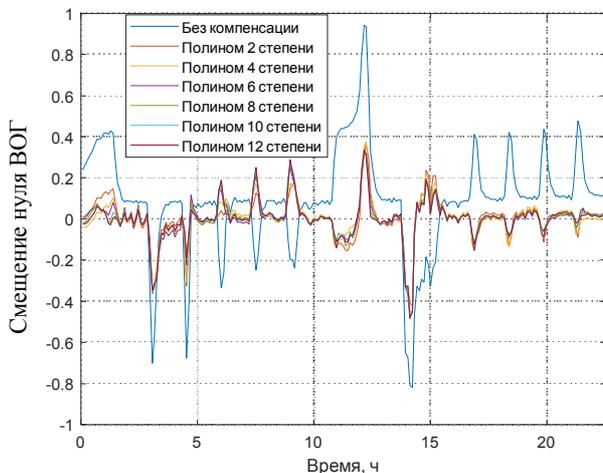


Рис. 2 Изменчивость смещения нуля ВОГ и результаты работы полиномиальной регрессии разной степени

III. ПОЛИНОМИАЛЬНАЯ РЕГРЕССИЯ

Наиболее распространенным методом компенсации температурной зависимости выходного сигнала ВОГ, ввиду своей простоты, является полиномиальная регрессия, которая описывает зависимость между независимой и зависимой переменными с помощью полинома n -й степени [3–5]. Линейная регрессия – частный случай полиномиальной. При необходимости описать зависимость от нескольких переменных, при условии что они независимы, достаточно найти сумму полиномов. Запишем полиномиальную регрессию от двух переменных (средней температуры катушки и скорости ее изменения):

$$P(T, \dot{T}, c_0, \dots, c_{n+m}) = c_0 + \sum_{i=1}^n c_i \cdot T^i + \sum_{j=1}^m c_{n+j} \cdot \dot{T}^j, \quad (1)$$

где T, \dot{T} – значение и скорость изменения средней температуры катушки, $c_0 \dots c_{n+m}$ – коэффициенты температурной модели, n, m – степени полиномов.

Повышение степени полинома не всегда влечет за собой значительное повышение точности компенсации. На рис. 2 представлены результаты компенсации смещения нуля ВОГ полиномами различной степени. На рис. 3 построен график зависимости среднего квадратического отклонения погрешности компенсации от степени полинома, по которому видно, что увеличение степени полиномиальной регрессии выше второй малоэффективно, но повышает вычислительную сложность полученной модели и может привести к непредсказуемому поведению на границах интервала.

В настоящей работе предлагается повысить точность компенсации полиномиальной регрессии за счет добавления в полином дополнительных переменных, отвеча-

ющих за совместное влияние температуры и скорости ее изменения на выходной сигнал ВОГ. Запишем полиномиальную регрессию 3 степени:

$$P(T, \dot{T}, c_0, \dots, c_6) = c_0 + c_1 T + c_2 T^2 + c_3 T^3 + \dots + c_4 \dot{T} + c_5 \dot{T}^2 + c_6 \dot{T}^3 \quad (2)$$

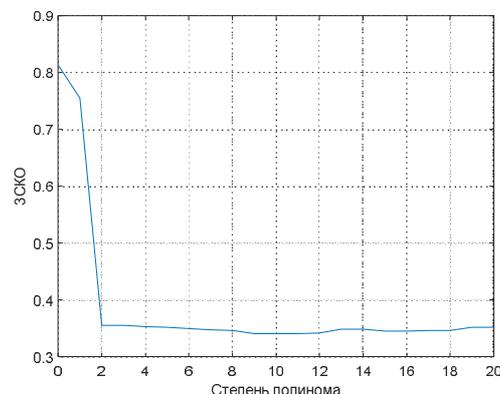


Рис. 3 График зависимости СКЮ скомпенсированного смещения нуля ВОГ от степени полинома

С учетом дополнительных членов полиномиальная регрессия 3 степени примет следующий вид:

$$P(T, \dot{T}, c_0, \dots, c_9) = c_0 + c_1 T + c_2 T^2 + c_3 T^3 + \dots + c_4 \dot{T} + c_5 \dot{T}^2 + c_6 \dot{T}^3 + c_7 T \dot{T} + c_8 T^2 \dot{T} + c_9 T \dot{T}. \quad (3)$$

Отличительная особенность формулы (3) заключается в наличии слагаемых, учитывающих совместное влияние переменных на выходной сигнал ВОГ. Необходимость учета таких дополнительных слагаемых вызвана тем, что составные части волоконно-оптической катушки используют с близкими, но все-таки отличающимися коэффициентами температурного линейного расширения. А несогласованное расширение/сжатие элементов катушки может приводить к увеличению чувствительности выходного сигнала ВОГ к изменению температуры катушки при повышении температуры.

IV. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Для определения эффективности предлагаемого алгоритма в двух отдельных пусках были записаны данные ВОГ в термокамере при изменении температуры согласно рис. 2. Данные были сформированы на 24-часовом интервале времени с частотой 100 Гц. С использованием одной и той же обучающей выборки были рассчитаны коэффициенты полиномиальной регрессии 3 степени двух типов: по формуле (2) и по формуле (3). Для нахождения коэффициентов использовался метод наименьших квадратов, обеспечивающий минимум суммы квадратов невязок:

$$\sum_{i=1}^k \delta_i^2 = \sum_{i=1}^k (\hat{u}_{0i} - P(T_i, \dot{T}_i, c_0, \dots, c_9))^2 \rightarrow \min, \quad (4)$$

где δ_i – i -я невязка, k – количество измерений в обучающей выборке, \hat{u}_{0i} – i -е смещение нуля ВОГ. После завершения этапа обучения (определения коэффициентов полиномов) полученные алгоритмы применялись

для компенсации показаний ВОГ. Для этих целей привлекались данные, полученные в ходе второго пуска. В отличие от этапа обучения на этапе компенсации используются не все полученные данные о температуре и скорости ее изменения, а только значения, относящиеся к текущему измерению ВОГ. Результаты работы полиномиальной регрессии 3 степени по формулам (2) и (3) в виде скомпенсированных значений смещения нуля ВОГ показаны на рис. 4. Данные представлены относительно максимального смещения нуля некомпенсированного сигнала.

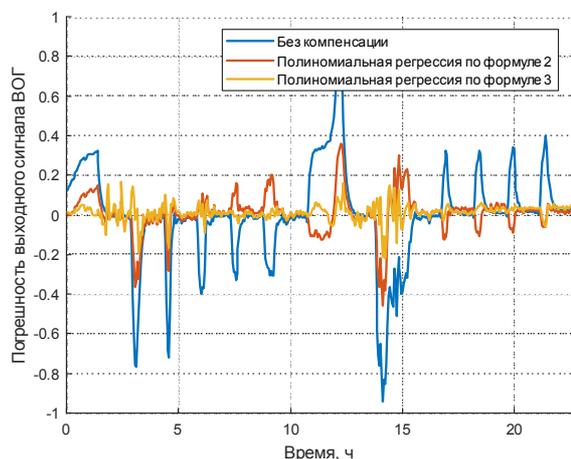


Рис. 4. Смещение нуля ВОГ до и после компенсации

В табл. 1 приведены утроенные значения среднеквадратической погрешности для обсуждаемых алгоритмов полиномиальной регрессии. По представленным данным видно, что точность компенсации с помощью предлагаемой полиномиальной регрессии с дополнительными членами в 2,5 раза выше. Это говорит о том, что предлагаемая модель позволяет в значительной степени учесть факторы совместного влияния температуры и ее производной на выходной сигнал ВОГ.

ТАБЛИЦА 1

	ЗСКО
Некомпенсированный сигнал	0.8196
Полиномиальная регрессия (2)	0.3317
Полиномиальная регрессия (3)	0.1308

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен метод повышения эффективности полиномиальной регрессии температурной зависимости выходного сигнала ВОГ за счет добавления в полином дополнительных переменных, отвечающих за совместное влияние температуры и скорости ее изменения. Представлены результаты сравнительного анализа эффективности предложенного метода с полиномиальной регрессией от двух независимых переменных (температуры и скорости ее изменения), которые показали, что в рассматриваемом примере предложенный метод полиномиальной регрессии позволяет в 2,5 раза повысить точность компенсации без увеличения степени полинома.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пешехонов В.Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. № 2. С. 3–10.
- [2] Lefevre, H.C., The Fiber -Optic Gyroscope. Second edition, London: Artech House, 2014. 405 p.
- [3] Драницына Е.В., Егоров Д.А., Унтилов А.А., Дейнека Г.Б., Шарков И.А., Дейнека И.Г. Снижение влияния изменения температуры на выходной сигнал волоконно-оптического гироскопа // Гироскопия и навигация. 2012. № 4. С. 10–20.
- [4] Никифоровский Д.А., Смирнов Д.С., Деинека И.Г., Никитенко А.Н., Рупасов А.В. Исследование зависимости показаний волоконно-оптического гироскопа от температуры окружающей среды при высоких скоростях изменения температуры // Материалы 32-й конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова (Санкт-Петербург, 2020). 2020. С. 21–25.
- [5] Вахрамеев Е.И., Галягин К.С., Ошивалов М.А., Савин М.А. Методика численного прогнозирования и коррекции теплового дрейфа ВОГ // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60. №1. С. 32–38.
- [6] Дрейпер Н.Р., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. Третье издание. Диалектика, 2017.
- [7] Мелкумова Л.Э., Шатских С.Я. Сравнение методов Ридж-регрессии и LASSO в задачах обработки данных // Информационные технологии и нанотехнологии. 2017. С. 1749–1755.
- [8] Гудфеллоу И., Бенджио Я., Курвилль А. Глубокое обучение. 2018. 652 с.
- [9] Лемешко Б.Ю. Методы оптимизации. Новосибирск: Издательство МГТУ. 2009. 127 с.
- [10] Панченко Т.В. Генетические алгоритмы. Астрахань: Издательский дом Астраханского университета. 2007. 86 с.
- [11] Karpenko, A.P., Seliverstov, E.Yu., Review of the particle swarm optimization (PSO) method for a global optimization problem, Science and Education of the Bauman MSTU, 2009, no. 3.
- [12] Климкович Б.В. Влияние случайной погрешности температурных датчиков на качество температурной компенсации смещения нуля ВОГ нейронной сетью // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28, № 4. С. 53–70.

Применение различных методов обработки резонансного пика для повышения чувствительности датчика угловой скорости

Д.Г. Гилев

Пермская научно-производственная приборостроительная компания,

Пермский государственный национальный исследовательский университет,

Пермь, Россия

email danilgilev@gmail.com

ORCID: 0000-0003-2589-7961

В.В. Криштоп

Пермская научно-производственная приборостроительная компания,

Пермский государственный национальный исследовательский университет,

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Пермь, Россия

email: krishtop@list.ru

ORCID: 0000-0001-8871-8751

Аннотация—С целью разработки датчика угловой скорости нового типа на основе волоконно-оптического кольцевого резонатора рассматриваются различные оптические схемы, которые будут чувствительны к вращению. В данной работе представлено увеличение чувствительности волоконно-оптического резонансного датчика угловой скорости за счет использования различных методов обработки резонансного пика.

Ключевые слова—оптический резонансный гироскоп, волоконно-оптический резонатор, датчик угловой скорости.

1. ВВЕДЕНИЕ

Оптические резонаторы находят применение в самых различных областях науки и техники: в лазерной технике для стабилизации частоты излучения [1], в спектроскопии для измерения концентрации различных веществ [2], в биофизике для определения наличия патогенов [3], для создания оптоэлектронных генераторов [4], для измерения угловой скорости технических систем [5–8].

В настоящее время в навигации могут применяться оптические гироскопы для измерения угловой скорости: кольцевой лазерный гироскоп и волоконно-оптический гироскоп. Уменьшение размера данных гироскопов приводит к увеличению потерь и снижению чувствительности [9]. Существуют малогабаритные датчики угловой скорости (ДУС) и гироскопы на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС), которые обладают рядом недостатков: высокая шумовая составляющая, высокая чувствительность к ускорению, ударам и вибрациям [10].

Пермская научно-производственная приборостроительная компания ведет разработку нового типа ДУС на волоконно-оптическом кольцевом резонаторе (ВОКР), который будет обладать меньшими весовыми и габаритными параметрами и будет более стойким к механическим воздействиям. Угловая скорость в разрабатываемом устройстве определяется по величине смещения частоты резонансного пика. Цель работы заключается в решении проблемы по корректному определению максимума резонансного пика для повышения чувствительности ДУС на основе ВОКР.

II. ОПИСАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОЙ СХЕМЫ НА ОСНОВЕ ВОКР

Волоконный резонатор состоит из двух сварных разветвителей, волоконные выходы которых соединяются

между собой. Таким образом формируется замкнутый контур, в котором при прохождении оптического излучения появляются резонансы на определенных частотах излучения. ВОКР, изготовленный на одномодовом волокне, был изучен более подробно в работах [11, 12]. Измерение угловой скорости Ω в кольцевом резонаторе возможно благодаря эффекту Саньяка. Изменение оптического пути из-за вращения ведет к смещению резонансной частоты Δf_s между двумя противоположно распространяющимися волнами [9]. Применение ВОКР в качестве чувствительного элемента ДУС рассматривается в работах [5, 13–15]:

$$\Delta f_s = 2R\Omega / n\lambda, \quad (1)$$

где R – радиус резонатора, n – показатель преломления, λ – длина волны.

Нами разработана схема ДУС на ВОКР, с помощью которой была измерена чувствительность к угловой скорости. В данной схеме применяется узкополосный лазер, который перестраивается по частоте с определенной скоростью, и два фотоприемника (ФП), на которых наблюдается синхронный резонансный спектр во временной области. При наличии угловой скорости будет наблюдаться расхождение резонансов сигналов, проходящих по часовой стрелке I_1 и против часовой стрелки I_2 . По величине смещения Δt (соответствующей разнице частот Δf_s) между резонансами можно вычислить угловую скорость вращения (рис. 1). Проходя через ФП и АЦП, сигнал складывается с различными шумами, что искажает форму резонансных пиков. Таким образом, чувствительность данной схемы зависит от корректного определения максимума резонансных пиков во временной области.

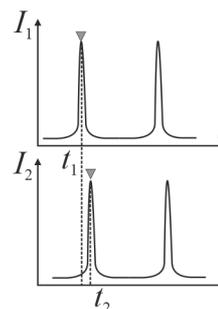


Рис. 1 Схема измерения частотного смещения резонансных пиков во временной области

ДУС размещается на поворотном столе для определения чувствительности в диапазоне $\pm 100^\circ/\text{с}$. Почти во всем диапазоне измеренное смещение имеет линейную зависимость от угловой скорости при прямом поиске максимума без обработки. Однако в диапазоне $\pm 10^\circ/\text{с}$ заметные изменения положения пиков без обработки не наблюдаются из-за зашумленности сигнала.

Проведено сравнение трех вариантов обработки сигнала резонансного пика: аппроксимация функцией Лоренца, применение скользящего среднего и свертка сигнала с гауссовым окном.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ

Определение экстремума резонансной кривой по максимальному значению «сырых» данных отличается на величину δt от экстремума обработанного резонансного пика, что приводит к неверному нахождению величины угловой скорости.

Для каждого метода обработки определена минимально определяемая угловая скорость в диапазоне $\pm 10^\circ/\text{с}$. Дополнительно оценивался параметр «нелинейность масштабного коэффициента (МК)». Полученные параметры для различных методов обработки приведены в таблице.

Название обработки	Ω_{min} $^\circ/\text{с}$	Нелинейность МК, %
Аппроксимация функцией Лоренца	1,1	2,0
Скользящее среднее	6,6	6,1
Свертка с гауссовым окном	2,4	2,1

Применение метода аппроксимации является лучшим как по параметрам нелинейности МК и минимальной чувствительности, однако является труднореализуемым, т.к. требуется блок обработки с большим количеством вычислительных ресурсов, что затрудняет миниатюризацию всего устройства. Свертка резонансных пиков с гауссовым окном имеет более простую реализацию на логических структурах и не требует больших вычислительных ресурсов.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Скорость вращения в разрабатываемом ДУС определяется по величине смещения частоты резонансного пика, и важно корректно определять экстремум резонансного пика. Авторы приводят сравнение трех методов обработки резонансного пика с помощью аппроксимации функцией Лоренца, скользящего среднего и свертки с гауссовым окном.

Данные методы обработки позволяют более корректно определить местоположение пика и улучшить чув-

ствительность разрабатываемого ДУС. Метод свертки резонансных пиков позволяет повысить чувствительность ДУС на ВОКР до $2,4^\circ/\text{с}$ и при этом имеет простое аппаратное решение, подходящее для реализации миниатюрного ДУС.

Данная работа выполнена в рамках Программы государственной поддержки компаний-лидеров, разрабатывающих и обеспечивающих внедрение продуктов, сервисов и платформенных решений преимущественно на основе технологий и решений для цифровой трансформации приоритетных отраслей экономики и социальной сферы (договор № 2/549/2020 от 23.07.2020 г.)

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Drever, R.W.P. et al., Laser phase and frequency stabilization using an optical resonator, *Applied Physics B*, 1983, vol. 31, no.2, pp. 97–105.
- [2] Coddington, I., Newbury, N., and Swann, W., Dual-comb spectroscopy, *Optica*, 2016, 3, pp. 414–426.
- [3] Nasir, A., Mikami, Y., Yatabe, R., Yoshioka, H., Vasa, N., and Oki, Y., Fully room temperature and label free biosensing based on an ink-jet printed polymer microdisk laser, *Opt. Mater. Express*, 2021, 11, pp. 592–602.
- [4] Saleh, K. et al., Optoelectronic oscillator based on fiber ring resonator: overall system optimization and phase noise reduction, *IEEE International Frequency Control Symposium Proceedings*, 2012, pp. 1–6.
- [5] Гилев Д.Г., Журавлёв А.А., Москалёв Д.Н., Чувызгалов А.А., Криштоп В.В. Характеристики различных чувствительных элементов миниатюрного резонансного оптического гироскопа // *Оптический журнал*. 2022. Т. 89. № 4. С. 59–69.
- [6] Li, J., Suh, M.G. and Vahala, K., Microresonator Brillouin gyroscope, *Optica*, 2017, vol. 4, no.3, pp. 346–348.
- [7] Geng, J., Yang, L., Zhao, S., and Zhang, Y., Resonant micro-optical gyro based on self-injection locking, *Opt. Express*, 2020, 28, pp. 32907–32915.
- [8] Вьюжанина Е.А., Криштоп В.В. Дисковые резонаторы для датчиков угловой скорости // *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. 2020. Т. 63. № 9. С. 823–829.
- [9] Lefevre, H.C., *The fiber-optic gyroscope*, Artech house, 2014.
- [10] Венедиктов В.Ю., Филатов Ю.В., Шальмов Е.В. Микрооптические гироскопы на основе пассивных кольцевых резонаторов // *Квантовая электроника*. 2016. Т. 46. №5. С. 437–446.
- [11] Gilev, D.G., Valushina, P.M., Maksimenko, V.A., and Krishtop, V.V., Determination of induced birefringence in fiber-optic resonator from frequency difference between main and additional resonance peaks, *Opt. Continuum*, 2022, 1, pp. 487–493.
- [12] Валюшина П.М., Гилев Д.Г. Модель волоконно-оптического резонатора из одномодового волокна с учетом эффекта двулучепредломления // *Фотон-Экспресс*. 2021. Т.6. №174. С. 367–369.
- [13] Ma, H. et al., Resonant micro-optic gyro using a short and high-finesse fiber ring resonator, *Optics letters*, 2015, vol. 40, no. 24, pp. 5862–5865.
- [14] Feng, L. et al., Suppression of frequency locking noise in resonator fiber optic gyro by differential detection method, *Optics & Laser Technology*, 2014, vol. 62, pp. 109–114.
- [15] Zhi, Y. et al., Compensation of scale factor nonlinearity in resonator fiber optic gyro, *Optical Engineering*, 2014, vol. 53, no. 12, pp. 127108.

Исследование программ скалярной калибровки векторного измерителя

Е.А. Попов
ООО «НПП «ИТЭЛМА»
Россия, г.Москва
lab-1411@yandex.ru

Г.Ю. Киряченко
АО «ЦНИИАГ»
Россия, г.Москва
GregoryKir@gmail.com

Ю.Г. Егоров
МГТУ им.Н.Э.Баумана
Россия, г.Москва
egorovi2@yandex.ru

Аннотация—Доклад посвящен исследованию различных аспектов, связанных с выбором измерительных положений, в задаче скалярной калибровки неизбыточных векторных измерителей (триад акселерометров, ДУС, магнитометров и т.д.). Приводятся результаты теоретического исследования и математического моделирования, дополняющие и обобщающие ранее проведенные исследования.

Ключевые слова—калибровка, векторный измеритель, акселерометр, ДУС, магнитометр.

1. ВВЕДЕНИЕ

При решении задач навигации, ориентации и управления подвижными объектами широкое применение нашли акселерометры, датчики угловых скоростей и магнитометры [1–20]. Эти приборы измеряют проекцию соответствующей векторной физической величины [21] (кажущегося ускорения, абсолютной угловой скорости, магнитной индукции) на свою ось чувствительности и, как правило, являются первичными измерителями в более сложных измерительных системах.

Первичные измерители объединяют в блоки, которые способны дать оценку не только модуля измеряемой физической величины, но и его направления в системе координат, связанной с основанием блока. Для этого рассматриваемые приборы, как правило, располагают по осям ортогональной системы координат, которую впоследствии называют приборной.

Калибровка чувствительных элементов и систем на их основе является одним из основных этапов их подготовки к работе. В настоящий момент существует множество различных подходов к калибровке [5]. Часть из них использует в качестве измерений непосредственные показания чувствительных элементов, другие – их преобразованные значения, в том числе показания инерциальной системы в целом.

В докладе речь пойдет о методе калибровки, подразумевающим переход от измеренных проекций векторной физической величины к ее модулю. Такой подход, как правило, называется *скалярной* (так как производится переход от измеренных значений проекций к модулю – скаляру), или *инвариантной* (так как модуль измеренной величины является инвариантом ориентации – при идеальных измерениях его значение не зависит от ориентации ВИ), калибровкой. В англоязычной литературе используется термин *ellipsoid calibration* [16, 18].

Этот подход позволяет калибровать не только инерциальные чувствительные элементы, но и любые другие устройства, которые измеряют проекции векторных физических величин (например, магнитометры). Такие

устройства в рамках доклада называются *векторными измерителями (ВИ)*.

Под *программами калибровки* в данном докладе понимаются наборы измерительных положений, позволяющие оценить параметры ВИ.

Этот доклад является продолжением наших работ по изучению инвариантной калибровки [9–13] и основными рассматриваемыми в нем вопросами являются:

- 1) обобщение результатов по сравнению программ калибровки, сформированных различными методами;
- 2) влияние выбора целевой функции (критерия) оптимизации на теоретические значения дисперсий оцениваемых параметров векторного измерителя при синтезе программ калибровки;
- 3) влияние формы распределения случайной составляющей измерений на форму, статистические характеристики и оптимальность программ калибровки.

II. ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

A. Векторный измеритель

В рамках этого доклада будут рассматриваться только неизбыточные (состоящие из трех первичных измерителей) ВИ с ортогональной компоновкой (рис. 1), при которой оси чувствительности первичных измерителей номинально направлены вдоль приборных осей XYZ.

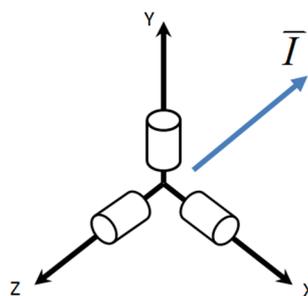


Рис. 1. Векторный измеритель и измеряемый вектор I

Базовая модель измерений ВИ может быть представлена в следующем виде:

$$\hat{I} = \bar{\Delta} + (E + \delta K) \cdot \Phi \cdot \bar{I} + \bar{\omega}, \quad (1)$$

где \bar{I} – измеряемый вектор, E – единичная матрица 3×3 , $\delta K = \text{diag}([\delta k_x \ \delta k_y \ \delta k_z])$ – матрица отклонений масштабных коэффициентов, $\bar{\Delta} = (\Delta_x \ \Delta_y \ \Delta_z)^T$ – вектор

смещений нулевых сигналов, $\bar{\omega} = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ – вектор случайных составляющих измерений и Φ – матрица, направляющих косинусов, описывающая отклонение осей чувствительности от приборной системы координат:

$$\Phi = \begin{pmatrix} \sqrt{1 - \varphi_{xy}^2 - \varphi_{xz}^2} & \varphi_{xy} & \varphi_{xz} \\ \varphi_{yx} & \sqrt{1 - \varphi_{yx}^2 - \varphi_{yz}^2} & \varphi_{yz} \\ \varphi_{zx} & \varphi_{zy} & \sqrt{1 - \varphi_{zx}^2 - \varphi_{zy}^2} \end{pmatrix}.$$

Ориентацию измеряемого вектора относительно приборной системы координат будем описывать с помощью направляющих косинусов $\bar{\eta} = \frac{\bar{T}}{|\bar{T}|} = (\eta_x \ \eta_y \ \eta_z)^T$.

В. Скалярная калибровка

Как уже было сказано выше, при использовании скалярной калибровки осуществляется переход от измеренных проекций к модулю измеряемой величины $m = |\bar{T}|$. Модуль может быть рассчитан либо как корень из суммы квадратов проекций [1, 9]

$$m_I = \sqrt{\hat{I}_x^2 + \hat{I}_y^2 + \hat{I}_z^2}, \quad (2)$$

либо как скалярное произведение [9, 14]

$$m_{II} = \hat{I} \cdot \bar{\eta}_d. \quad (3)$$

При этом невязка модуля $J = \frac{m}{|\bar{T}|} - 1$ может быть приближенно представлена в линейном виде:

$$\bar{J} \approx H\bar{X} + \bar{S}, \quad (4)$$

где $\bar{X} = (\Delta_x \ \Delta_y \ \Delta_z \ \delta k_x \ \delta k_y \ \delta k_z \ \gamma_{xy} \ \gamma_{yz} \ \gamma_{zx})^T$ – вектор оцениваемых параметров, $\gamma_{kj} = \varphi_{kj} + \varphi_{jk}$ ($k, j = x, y, z$) – углы неортогональности; $H = \{h_i\}_{i=1..N}$ – матрица измерений, каждая строчка которой зависит от направляющих косинусов $\bar{\eta}_i$ в i -м измерительном положении

$$h_i = \left(\frac{\eta_{xi}}{|\bar{T}|}, \frac{\eta_{yi}}{|\bar{T}|}, \frac{\eta_{zi}}{|\bar{T}|}, \eta_{xi}^2, \eta_{yi}^2, \eta_{zi}^2, \eta_{xi}\eta_{yi}, \eta_{yi}\eta_{zi}, \eta_{zi}\eta_{xi} \right),$$

N – количество измерительных положений, \bar{S} – случайная составляющая невязки.

Оценки параметров ВИ могут быть получены различными способами [9, 14, 19], например с помощью метода наименьших квадратов (МНК):

$$\hat{X} = KH^T \bar{J}, \quad (5)$$

где $K = (H^T H)^{-1}$ – информационная матрица.

Так как (4) является линейным приближением, получение оценок обычно осуществляется итерационно. При этом на каждом шаге в измерениях компенсируются оцененные параметры, полученные на предыдущем шаге.

III. ПРОГРАММЫ КАЛИБРОВКИ

При инвариантном подходе широкое применение [1, 4, 5, 6, 7, 14] нашла программа из 18 измерительных по-

ложений (рис. 2), в которой каждая ось ВИ по одному разу занимает положение по и против направления измеряемого вектора и еще по четыре положения для каждой пары осей под 45 градусов к этому вектору. Эта программа должна обеспечивать гарантированно минимальную ошибку оценки при условии ограниченности ошибки измерений [14].

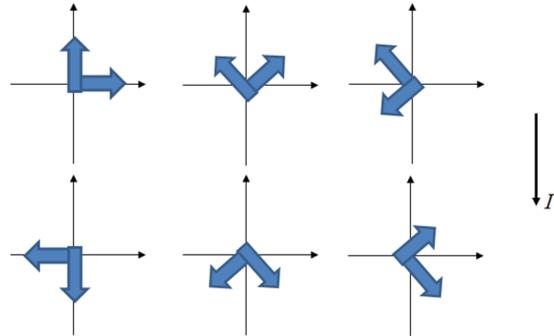


Рис. 2. Измерительные положения (6 из 18) для программы калибровки из [14]

Для 18 положений предлагались и другие программы, например программа, в которой каждая пара осей занимает по 6 равно распределенных положений при повороте вокруг третьей оси, расположенной ортогонально измеряемому вектору [11] (рис.3).

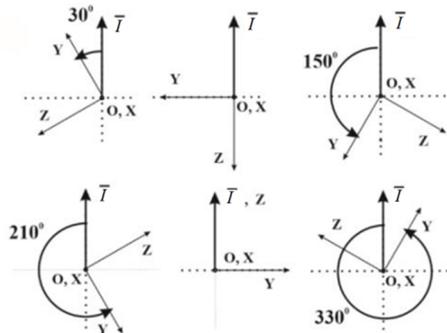


Рис. 3. Измерительные положения (6 из 18) для программы калибровки из [11]

Минимальное количество измерительных положений равно 9, что соответствует количеству оцениваемых параметров. Для программ из 9 положений предлагалось брать за основу положений по и против измеряемого вектора и дополнять тремя положениями, в которых измеряемый вектор проецируется на две [5, 14] или на три [12] оси прибора. Причем в отличие от 18 положений тут уже ни о какой оптимальности речи не шло.

Мы ранее [10] предлагали подбирать программу калибровки численным методом с помощью генетического алгоритма. В качестве целевой функции Ξ для оптимизации был выбран один из распространенных критериев в задачах планирования эксперимента [22] – D -критерий – это определитель информационной матрицы K , который также называют обобщенной дисперсией:

$$\Xi = \Xi_D = \det(K). \quad (6)$$

В рамках этого доклада также будут приведены результаты оптимизации по следу матрицы K $\Xi_A = \text{trace}(K)$ (A -критерий), по ее собственным значени-

ям $\Xi_E = \max(\lambda_K)$ (E-критерий) и по максимальному значению её диагонального элемента $\Xi_\sigma = \max_r(K(r,r))$.

IV. СРАВНЕНИЕ ПРОГРАММ КАЛИБРОВКИ

A. Обобщенная дисперсия

На графике (рис. 4) представлены три класса программ калибровки: зелеными квадратиками обозначены программы, в которых измеряемый вектор проецируется на одну, две или три оси равномерно; снежинками обозначены программы, полученные вращением вокруг оси, ортогональной измеряемому вектору; треугольником обозначены численно оптимизированные программы. Также на графике отмечены значения для программ, соответствующих оснасткам в виде додекаэдра и икосаэдра. Дополнительно мы сгенерировали программы со случайным образом выбранными положениями и отметили пунктирной линией лучшие значения, полученные на выборке из ста тысяч программ.

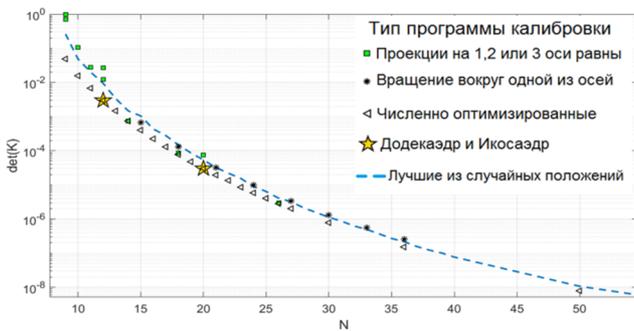


Рис. 4. Обобщенная дисперсия

Видно, что с ростом числа измерительных положений N обобщенная дисперсия уменьшается для всех классов программ. При этом кажется, что убывает она с одинаковой скоростью.

В этом можно убедиться на графике нормированной обобщенной дисперсии (рис. 5). Здесь она умножена на количество измерительных положений в девятой степени. Если считать, что среднеквадратическое отклонение случайной составляющей измерений убывает пропорционально корню из времени осреднения в одном положении, то программы с равным значением этого параметра могут быть взаимозаменяемы с условием пропорционального изменения времени осреднения. Например, программу из 36 положений можно заменить на программу из 18, но в каждом положении нужно будет накапливать измерения в два раза дольше.

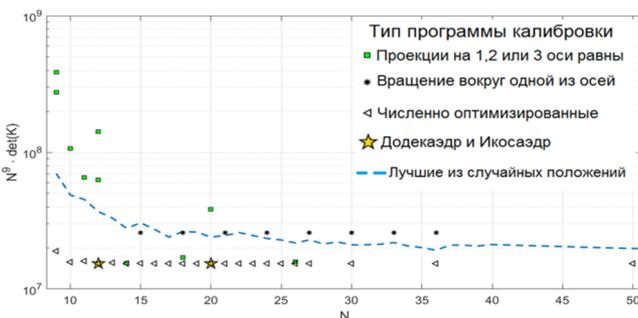


Рис. 5. Обобщенная дисперсия, нормированная по количеству измерительных положений

Более подробное рассмотрение нижней границы нормированных значений приведено на рис. 6. Видно, что существует предел $N^9 \cdot \det(K) = 1.538 \cdot 10^7$, который достигается большинством оптимизированных программ. Но для $N = 9, 10, 11, 13, 15$ оптимизация не позволяет достигнуть этого значения.

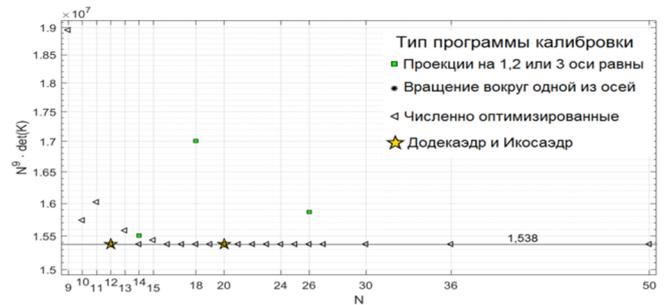


Рис. 6. Обобщенная дисперсия, нормированная по количеству измерительных положений. Нижняя граница

Также можно отметить, что значения обобщенной дисперсии для программ из 12 и 20 положений, полученных численной оптимизацией, совпадают со значениями для симметричных программ (додекаэдр и икосаэдр), но сами положения не формируют соответствующих симметричных фигур.

Что касается наивного подхода генерации положений случайным образом, он хоть и не обеспечивает оптимальное значение обобщенной дисперсии D , но видно, что оно уменьшается с ростом количества измерительных положений.

B. Нормированное СКО

Для более подробного сравнения программ калибровки, кроме самого значения целевой функции Ξ , мы посчитали приведенные дополнительные параметры $\theta_\Delta, \theta_{\delta k}, \theta_\gamma$, которые соответствуют СКО погрешности оценки соответствующего параметра, нормированного по значению СКО шума:

$$\theta_q = \max \sqrt{K(r,r)}. \quad (7)$$

На рис. 7 видно, что наиболее точно будут определяться смещения нуля, а наименее точно – неортогональности. При этом можно утверждать, что для программ, у которых больше погрешность оценки масштабных коэффициентов, меньше погрешность оценки неортогональностей и наоборот. Это очень характерно проявляется для программы из 20 положений.

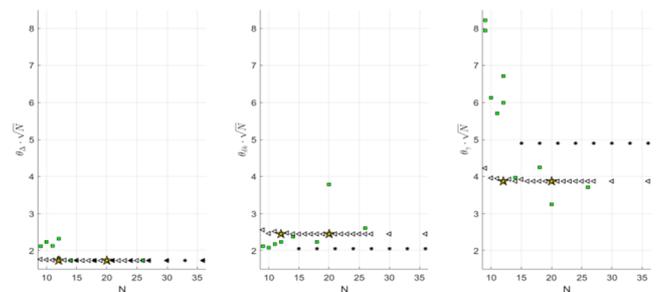


Рис. 7. Теоретические значения нормированных СКО погрешностей ВИ

Это ставит нас перед фактом того, что для решения, по какому критерию оптимизировать положения, сначала необходимо определиться с тем, точность каких параметров важнее. А это, в свою очередь, будет зависеть от назначения и условий применения векторного измерителя.

Так как СКО погрешности оценки углов неортогональности в среднем больше, чем отклонения масштабного коэффициента, то алгоритмы численной оптимизации стремятся снизить ее в первую очередь, что и определяет разницу между этим классом программ калибровки относительно остальных.

Также можно отметить, что нормированное СКО смещения нулевого сигнала θ_Δ практически не зависит от выбора программы калибровки для программ при $N > 15$.

С. Другие критерии оптимизации

Как уже было сказано выше мы синтезировали программы калибровки ($N=18$), оптимальные по другим критериям (Ξ_A, Ξ_E, Ξ_σ). Теоретические значения нормированных СКО погрешностей ВИ для них представлены на рис. 8. Также на график добавлены значения для ранее описанной программы калибровки из [14].

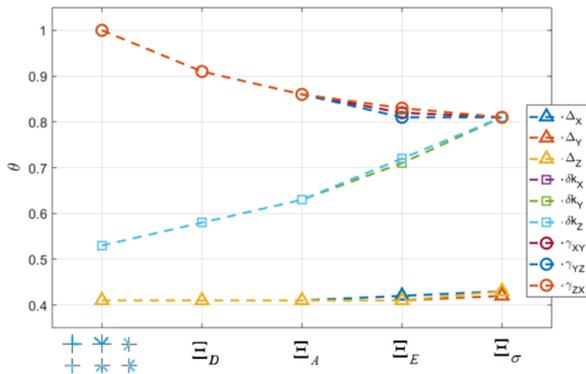


Рис. 8. Теоретические значения нормированных СКО погрешностей ВИ при оптимизации по различным критериям программы из 18 измерительных положений

Видно, что наблюдается та же закономерность: с ростом точности оценки неортогональностей увеличивается погрешность масштабных коэффициентов.

V. ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ

Предыдущие результаты были получены в предположении нормального распределения ошибки измерений. Ниже будут представлены результаты численного моделирования, проведенного при различных формах распределения. Помимо нормального распределения, моделирование проводилось при равномерном и би-нормальном распределении, а также при распределении Коши.

Так как само по себе распределение Коши не имеет привычных параметров математического ожидания и дисперсии, в моделировании использовалось ограниченное распределение Коши: все значения, выходящие за определенный симметричный диапазон, перераспределялись внутри этого диапазона. Такое распределение уже имеет конечное математическое ожидание и дисперсию,

что позволяет проводить статистическое моделирование. Далее для краткости под распределением Коши подразумевается именно такое распределение. Это распределение хорошо подходит, например, для имитации сигнала с выбросами.

Под би-нормальным распределением подразумевается распределение случайной величины ξ полученной как сумма двух случайных величин, одна из которых распределена нормально, а другая с равной вероятностью принимает значения $\pm b$ (рис. 9). Такое распределение характерно при наличии в измерениях дискретной составляющей, возникшей, например, при компенсации температурной составляющей погрешности измерений.

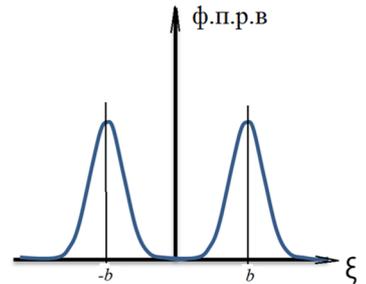


Рис. 9. Би-нормальное распределение

Моделирование проводилось для четырех программ калибровки: численно оптимизированных из 9, 18 и 36 положений и программы из 18 положений, в которой измеряемый вектор проецируется на одну или две оси прибора [14]. В табл. 1 им соответствуют строки.

ТАБЛИЦА 1. НОРМИРОВАННОЕ СКО $\frac{\sigma_x}{\sigma_w} \cdot \sqrt{N}$

N	Распределение												
	Нормально			Равномерное			Би-нормально			Коши			
	Δ	δk	γ	Δ	δk	γ	Δ	δk	γ	Δ	δk	γ	
1	9	1.8	2.7	4.1	1.8	2.8	4.0	1.8	2.7	4.0	2,0	2,8	4,4
2	18	1.7	2.5	3.9	1.7	2.5	3.9	1.7	2.5	3.9	2,1	3,3	4,2
3	36	1.7	2.5	3.9	1.7	2.5	3.9	1,7	2,5	3,9	1,8	2,7	4,2
4	18	1.7	2.2	4.2	1.7	2.2	4.3	1,7	2,2	4,3	2,1	3,0	4,4

Табл. 1 содержит экспериментальные (полученные в ходе математического моделирования) значения, аналогичные рассматриваемому ранее параметру θ , умноженному на корень из количества измерительных положений N .

При нормальном, равномерном и би-нормальном распределениях случайной составляющей измерений статистические метрики ошибок оценок совпадают с теоретическими (полученными при гипотезе нормального распределения). При этом распределение ошибок оценок стремится к нормальному.

При ошибке измерений, имеющей распределение Коши, форма распределения ошибок оценок тоже будет совпадать с распределением Коши. При этом наблюдаются отличия от полученных при других распределениях соотношения между погрешностями. Так получается, что программы из 9 и 36 положений оказываются

эффективнее (т.е. дают меньший разброс оценок) по смещениям нулей и отклонениям масштабных коэффициентов. Возможные причины для этого пока не анализировались.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключении можно сделать следующие обобщающие выводы:

- чем меньше измерительных положений, тем большее значение имеет их выбор и тем важнее проводить оптимизацию;
- для программ с одинаковым количеством измерительных положений выбор критерия оптимизации будет влиять в основном на соотношение между дисперсией ошибок оценок отклонения масштабно-го коэффициента δk и углов неортогональности γ ;
- форма распределения случайной составляющей измерений первичных измерителей может являться дополнительным фактором при выборе программы калибровки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лакоза С.Л., Мелешко В.В. Скалярная калибровка акселерометров низкой и средней точности // Радиооптика. 2015. №1. С. 9–28.
- [2] Zikmund, A., Ripka, P., Scalar calibration of 3-D COIL system, Journal of Electrical Engineering, 2010, vol. 61, no 7/s, pp. 39–41.
- [3] Василюк Н.Н. Калибровка коэффициентов линейной модели интегрального магнитометра за счет использования измерений трехосного гироскопа // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. №1 (104). С. 107–126.
- [4] Wu, Q., Wu, R., Han, F., and Zhang, R., A three-stage accelerometer self-calibration technique for space-stable inertial navigation systems, Sensors, 2018, vol. 18, no. 9, 2888.
- [5] Водичева Л.В., Парышева Ю.В. Оценка точностных параметров датчиков бесплатформенного инерциального измерительного блока с помощью относительно грубого поворотного стола // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. №2 (105). С. 162–178.
- [6] Измайлов Е.А., Лепе С.Н., Молчанов А.В., Поликовский Е.Ф. Скалярный способ калибровки и балансировки бесплатформенных инерциальных навигационных систем // XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГНЦ РФ «ЦНИИ Электроприбор», 2008. С. 145–154.
- [7] Аврутов В.В., Головач С.В., Мазепа Т.Ю. О скалярной калибровке инерциального измерительного модуля // Сборник трудов XIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным системам. СПб., 2012. С. 113–118.
- [8] Егоров Ю.Г. и др. Итерационная процедура калибровки чувствительных элементов БИНС // Авиакосмическое приборостроение. 2018. №2. С. 3–17.
- [9] Егоров Ю.Г., Попов Е.А. Анализ погрешностей скалярной калибровки векторного измерителя // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №4 (111). С. 37–52.
- [10] Егоров Ю.Г., Кирыченко Г.Ю., Попов Е.А. Синтез субоптимальных программ калибровки блока акселерометров численными методами // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №2 (113). С. 47–58.
- [11] Егоров Ю.Г., Дзуев А.А., Попов Е.А. Синтез программ калибровки блока акселерометров БИНС при инвариантном подходе // Гироскопия и навигация. 2019. №1 (104). С. 61–69.
- [12] Егоров Ю.Г., Попов Е.А. Исследование минимально избыточных программ калибровки триады акселерометров // Авиакосмическое приборостроение. 2016. №6. С. 3–8.
- [13] Егоров Ю.Г., Попов Е.А. Выбор измерительных положений в задаче калибровки блока акселерометров ИНС // Материалы XXXI конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб., 2018. С. 8–16.
- [14] Акимов П.А., Деревянкин А.В., Матасов А.И. Гарантирующий подход и П-аппроксимация в задачах оценивания параметров БИНС при стендовых испытаниях. М.: Издательство Московского университета, 2012. 296 с.
- [15] Bonnet, S., Bassompierre, C., Godin, C., Lesecq, S., Barraud, A., Calibration methods for inertial and magnetic sensors, Sensors and Actuators A: Physical, 2009, 156, pp. 302–311.
- [16] Cheng Chi, Jun-Wei Lv, Dan Wang, Calibration of triaxial magnetometer with ellipsoid fitting method, IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science, 2019, 237.
- [17] Jiakun Li, Kuangi-shu, Heng Zhang, An efficient method for tri-axis magnetometer calibration, IEEE SmartWorld-UIC-ATC-SCALCOM-IOP-SCI, 2019, pp. 654–660.
- [18] Pieniazek, J., Ellipsoid multi-axial sensor calibration with temperature compensation, IEEE 5th international workshop on metrology for AeroSpace, 2019, pp. 70–75.
- [19] Crassidis, J.L., Cheng, Y., Three-Axis Magnetometer Calibration Using Total Least Squares, AIAA SciTech Forum, 2020.
- [20] Нестеров В.Н. Теоретические основы измерений составляющих векторных многокомпонентных физических величин // Измерительная техника. 2004. №7. С. 12–16.
- [21] Pilu, M., Fitzgibbon, A.W., Fisher, R.B., Ellipse-specific direct least-square fitting, IEEE Proceedings of International Conference on Image Processing, 1996, vol. 3, pp. 599–602.
- [22] Fedorov, V.V., Theory of Optimal Experiments, Academic Press, New York and London, 1972, 292 p.

Пространственный эффект инертности упругих волн на сфере. Технические приложения в современной гироскопии

С.Е. Переляев

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Москва, Россия
Проспект Вернадского, 101-1
e-mail: ipm@ipmnet.ru

В.Ф. Журавлев

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Москва, Россия
Проспект Вернадского, 101-1
e-mail: ipm@ipmnet.ru

Аннотация— Публикация посвящена изложению основ фундаментальной теории обобщенного маятника Фуко, реализованного на основе принципиально нового 3D-сферического резонансного гироскопа (СПГ/SRG), базовым чувствительным элементом которого является высокочувствительный полный сферический резонатор. Описан физический эффект, лежащий в основе функционирования принципиально нового датчика 3D-гироскопа, входящего в рассматриваемый класс гироскопов, и сформулированы общие принципы построения законов управления его фазовым состоянием. Изучены вопросы устойчивости функционирования основного рабочего режима нового инерциального датчика ориентации. Рассмотрены прикладные аспекты реализации фундаментальной теории обобщенного маятника Фуко в высокочастотных трехмерных инерциальных датчиках типа СПГ/SRG. Представлены основные инженерно-конструкторские решения на базе современных подходов практической конструкторской реализации сферических волновых твердотельных гироскопов нового поколения на основе 3D-сферических резонаторов из аморфных материалов для низкочастотных и высокочастотных объектов авиационно-космического назначения.

Ключевые слова— классический маятник Фуко, обобщенный маятник Фуко, полусферический кварцевый резонатор (2D-волновой твердотельный гироскоп), сферический кварцевый резонатор (3D-сферический резонансный гироскоп СПГ/SRG), теория инерциальных датчиков.

1. ВВЕДЕНИЕ

Опыты, проведенные в 1851 году французским механиком и астрономом Леоном Фуко [1], а также опыты его многочисленных последователей дали качественные и количественные результаты, подтверждающие факт вращения Земли. Предполагалось, что Земля не увлекает плоскость колебаний маятника во вращение вокруг местной вертикали. Известно, что изотропный осциллятор с двумя степенями свободы, выполняющий в современных гироскопах роль маятника Фуко, реализован в виде одной из форм собственных колебаний упругой среды, обладающей осевой симметрией. При этом в отличие от классического маятника Фуко вращение упругой среды вокруг оси симметрии датчика увлекает реализованную форму собственных колебаний во вращение относительно абсолютного (инерциального) пространства.

В соответствующем выбранной форме колебаний собственном подпространстве принципиальные вопросы теории нового датчика инерциальной информации могут рассматриваться в рамках одних и тех же урав-

нений, аналогичных уравнениям классического маятника Фуко [1]. По этой причине весь этот класс гироскопов может быть назван новыми инерциальными датчиками семейства обобщенного маятника Фуко. Такой маятник является математическим маятником, гомеоморфным реальному физическому маятнику, плоскость колебаний которого медленно поворачивается относительно земной поверхности в сторону, противоположную направлению вращения Земли. Многие исследователи предполагают, что Земля не увлекает плоскость колебаний такого маятника во вращение вокруг местной вертикали. Между тем благодаря нелинейным эффектам маятник Фуко обладает собственной скоростью прецессии вокруг местной вертикали, так что, не контролируя его собственную прецессию, невозможно осуществлять достоверные и точные измерения угловой скорости вращения Земли.

В 1890 году в докладе лондонскому королевскому обществу профессор университета в Бангоре (Уэльс) Джордж Х. Брайан [2] продемонстрировал эффект прецессии стоячей волны в упругой осесимметрической оболочке, вращающейся вокруг оси симметрии. Для объяснения данного эффекта Брайан обратился к математическому описанию упругих колебаний тонкого кругового кольца. В результате он получил формулу, связывающую постоянную угловую скорость ω вращения тела кольца в своей плоскости со скоростью прецессии относительно него механической стоячей волны упругих колебаний ω_v .

В дальнейшем эта формула была использована Д. Линчем в его известном эксперименте [3] для объяснения эффекта поворота стоячей волны в полусферическом кварцевом резонаторе при повороте самого резонатора вокруг его оси симметрии. При этом в эксперименте Д. Линча [4] в отличие от эксперимента Брайана угловая скорость поворота резонатора уже не предполагалась постоянной [5], и соотношение Брайана между угловыми скоростями молчаливо распространялось на соотношение между углами поворота [6, 7]. Фактически это означало открытие нового физического эффекта инертности упругих механических стоячих волн, что и было практически одновременно доказано в теоретических исследованиях [8, 9] российских механиков Д. Климова и В. Журавлева.

В современной практике мировой гироскопии появился целый класс новых гироскопических приборов, в которых фактически реализована идея обобщенного маятника Фуко на основе идеи Брайана: кольцевой

гироскоп, полусферический кварцевый резонатор (волновой твердотельный гироскоп) [3, 5, 7], ВТГ с металлическим цилиндрическим резонатором [10], «квалпазон» [12], в перспективе – сферический резонансный гироскоп (СРГ) на основе полного сферического резонатора. Все новые инерциальные датчики ориентации весьма успешно конкурируют с классическими гироскопами, однако их теория существенно отличается от фундаментальной теории известных симметричных и несимметричных механических гироскопов.

Например, кинетический момент в классических механических гироскопах стремятся сделать как можно большим, однако в новых датчиках ориентации он должен быть равен нулю. В настоящем исследовании подробно рассматривается полный (замкнутый) сферический резонатор, и плоский поворот резонатора заменяется пространственным движением. Пространственным оказывается и обобщенный эффект Брайана.

II. ЭФФЕКТ ИНЕРТНОСТИ УПРУГИХ ВОЛН

В предлагаемом научном исследовании рассматриваются принципиальные вопросы фундаментальной теории перспективных гироскопических инерциальных датчиков ориентации. В основе работы любого волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) лежит явление инертности упругих волн [8]. Этот эффект впервые был открыт британским математиком и механиком Брайаном, который исследовал движение стоячей волны, возбужденной при изгибных колебаниях тонкого кольца (резонатора), установленного на вращающемся основании. Брайан установил, что угловая скорость поворота стоячей волны Ω_n выражается следующей формулой [2]:

$$\Omega_n = -\frac{2}{1+n^2}\Omega, \quad (1)$$

где n – номер моды (формы) колебаний, Ω – угловая скорость равномерного вращения основания с закрепленным на нем резонатором. В выражении (1) коэффициент

$$k = \frac{2}{1+n^2}$$

принято называть масштабным коэффициентом Брайана.

В системе координат, вращающейся относительно кольца со скоростью (1) стоячая волна неподвижна.

Формула (1) получила широкую известность среди научных работников и инженеров в области разработки гироскопических приборов благодаря патенту Д. Линча [7], в котором по измерению угловой скорости прецессии волны относительно кварцевого полусферического резонатора предлагалось определять угловую скорость самого резонатора. Хотя авторы патента и ссылались на формулу Брайана [2], на самом деле в подтверждение своей идеи они привели результат эксперимента [3], в котором поворот первоначально неподвижного вибрирующего резонатора на 90° вызвал поворот стоячей волны на угол 30° без каких-либо изменений формы этой волны. Таким образом, экспериментально была установлена формула [3, 4]

$$\Phi_B = \frac{1}{3}\Phi \quad (2)$$

которая связывает уже не постоянные скорости поворота, а сами углы поворота при явно непостоянных скоростях. Возникло подозрение, что формула Брайана для кольца, так же как и для других упругих систем с осевой симметрией, верна и для произвольно меняющихся во времени угловых скоростей. Эта догадка была теоретически точно подтверждена в виде новой формулы в известной теоретической работе [8]:

$$\theta(t) = -\frac{2}{1+n^2} \int \Omega(t) dt. \quad (3)$$

Выражение (3) представляет собой интегральную форму записи известной формулы Брайана. Очевидно, что угол поворота стоячей волны $\theta(t)$ относительно тела резонатора равен коэффициенту Брайана, умноженному на интеграл от угловой скорости вращения резонатора в инерциальном пространстве. Формально формула (1) Брайана не давала никаких оснований для построения на этой основе нового инерциального датчика ориентации.

Только точный результат публикации [8], инициированный известным экспериментом Д. Линча [3, 4], предоставил такие основания. Аналогичная картина наблюдается в ВТГ, содержащем чувствительный элемент в виде осесимметричного тонкостенного полусферического кварцевого резонатора [5, 6], в котором возбуждены изгибные колебания (рис. 1) и обеспечено существование механической стоячей волны. Если возбудить в таком резонаторе изгибные колебания и создать стоячую волну по оси А-Б относительно неподвижного нижнего основания, то при повороте прибора вокруг оси симметрии резонатора на угол, равный 90° , максимумы положения стоячей волны будут располагаться под углом по отношению к оси А-Б начального возбуждения колебаний.

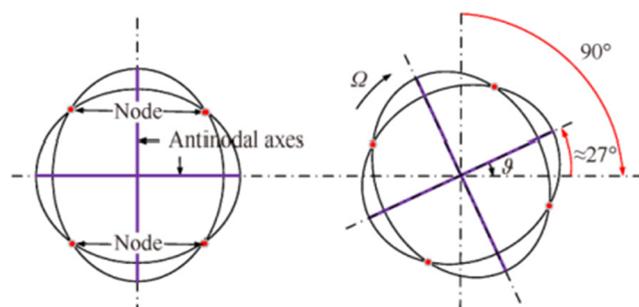


Рис. 1. Изменение положения стоячей волны в резонаторе ВТГ на подвижном основании

Видно отличие поведения механической стоячей волны от поведения классического маятника Фуко [6]. Вращение упругой среды (резонатора) вокруг оси симметрии вовлекает (вследствие наличия внутреннего трения) реализованную форму собственных колебаний (механическую стоячую волну) во вращение относительно инерциального пространства. Однако отношение угловой скорости вращения стоячей волны относительно резонатора к угловой скорости вращения самого резонатора относительно инерциального пространства является константой, зависящей от номера формы колебаний и почти не зависящей от свойств материала. Коэффициент, определяющий отношение угловой скорости вращения стоячей волны к угловой скорости враще-

ния резонатора в инерциальном пространстве, как было указано выше, получил название масштабного коэффициента, или коэффициента Брайана [2] – по имени первого исследователя колебаний упругого кольца с учетом его вращения. Угол поворота стоячей волны относительно инерциального пространства равен

$$\theta(t) = \frac{(n^2 - 1)}{(n^2 + 1)} \int \Omega(t) dt. \quad (4)$$

Это означает, что эффект Брайана может быть использован для построения инерциального датчика измерения угла поворота и/или угловой скорости вращения объекта в инерциальном пространстве. Только аналитически точный результат публикации [8], инициированный экспериментом Д. Линча [3], предоставил такие основания. Угол поворота механической стоячей волны во вращающемся с переменной угловой скоростью $\Omega(t)$ полусферическом резонаторе относительно самого резонатора выражается точной формулой, полученной в работе [9]:

$$\theta(t) = \frac{1}{2(1-\nu)n^2} \left[(2+\nu) - \sqrt{(2+\nu)^2 + 4(1-\nu)n^2} \right] \int_0^t \Omega(t) dt, \quad (5)$$

где ν – коэффициент Пуассона, равный для чистого кварца $\nu=0,17$; n – номер формы (моды) колебаний (равный половине числа узлов на кольце), для резонатора в форме кольца – 0,4 [4], для полусферического резонатора из плавленого кварца коэффициент Брайана равен 0,312 [8]. В последнее время появился целый класс новых гироскопических приборов, в которых фактически реализована идея обобщенного маятника Фуко.

К этому классу относится известный полусферический кварцевый резонатор или волновой твердотельный гироскоп [7, 8, 9, 10, 11]. Во всех этих случаях играющий роль маятника Фуко осциллятор с двумя степенями свободы реализован в виде одной из форм собственных колебаний упругой среды, обладающей осевой симметрией.

Изложенное выше можно суммировать в виде теоремы: какой бы ни была зависимость угловой скорости тела кольца от времени (в классе дифференцируемых на бесконечном полуинтервале функций), существует и единственная вращающаяся относительно кольца система координат, в которой при определенных начальных условиях колебания кромки тонкого кольца представляют собой механические стоячие волны. Скорость этой системы координат выражается формулой (3). Частным случаем из нее вытекает известный результат Брайана [2, 8], доказанный им только для случая постоянной угловой скорости кольца $\dot{\Omega} \equiv 0$.

Поэтому формула (3) описывает новый физический эффект, не замеченный Брайаном, и теоретически строго доказанный российскими учеными [9].

Формулу (3) ввиду ее точного аналитического характера можно сколько угодно раз дифференцировать. В частности можно заметить, что ускорение самой волны пропорционально ускорению тела тонкого кольца:

$$\ddot{\theta}(t) = \frac{2}{1+n^2} \dot{\Omega}(t).$$

Поскольку ускорение тела кольца пропорционально приложенному к нему моменту внешних сил $I\dot{\Omega} = M$, то можно утверждать, что этот момент вызывает не только ускорение самого тела кольца, но и ускорение прецессирующей механической стоячей волны. Описанный выше физический эффект в неравномерно вращающемся кольце механик В.Ф. Журавлев определил как *эффект инертности прецессирующих упругих волн*. Таким образом, российские ученые в работе [8] показали справедливость эффекта Брайана для любого произвольного закона $\Omega(t)$ вращения основания. В работе [11] разработана математическая модель волнового твердотельного гироскопа в наиболее общей форме, поясняющая физику работы целого класса инерциальных измерителей и датчиков начиная с маятника Фуко.

Весь класс таких инерциальных измерителей, в который входит и ВТГ, назван [11] обобщенным маятником Фуко.

Целью данной публикации является изложение принципа работы трехмерного (пространственного) ВТГ – 3D-HRG/ВТГ в форме, доступной для понимания инженерами, которые будут заниматься конструированием и практической реализацией совершенно нового инерциального датчика 3D-HRG/ВТГ в рамках разрабатываемой темы. При этом основные математические результаты и выкладки функционирования такого прибора приводятся без подробного вывода достаточно сложных математических уравнений тонкой замкнутой сферической оболочки со ссылкой на работы известных авторов, получивших эти результаты.

III. РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ПРЕЦЕССИИ СТОЯЧИХ ВОЛН НА СФЕРЕ

A. Уравнение колебаний упругого сферически симметричного тела

Перейдем непосредственно к рассмотрению упругих колебаний тонкой сферической оболочки [10]. Рассмотрим сферически симметричное твердое тело со свободной границей, на которое действуют массовые силы плотности \mathbf{f} . Зададим с помощью известной системы координат $\mathbf{X} = X_1 X_2 X_3$ сферически симметричное твердое тело со свободной границей, на которое действуют силы \mathbf{f} . Главный вектор сил, действующих на упругое тело, $\int_V \mathbf{f} dm$ без ограничения общности будем полагать равным нулю. Под действием главного момента $\int_V \mathbf{r} \times \mathbf{f} dm$ само тело меняет свою ориентацию в пространстве (\mathbf{r} – радиус-вектор произвольной точки тела, dm – элемент массы, V – область, занятая телом). Для описания упругих деформаций тонкой сферической оболочки введем систему координат $X_1 X_2 X_3$, связанную с рассматриваемым упругим телом так, чтобы выполнялись условия:

$$\int_V X_i dm = 0, \quad \int_V \mathbf{r} \times X_i dm = 0, \quad (6)$$

где $\mathbf{X} = X_1 X_2 X_3$ – упругое смещение точки, в недеформированном состоянии занимавшей положение \mathbf{r} . Условия (6) характеризуют координатный трехгранник, относительно которого тело в среднем (по всем частицам) не перемещается и не поворачивается.

Ставится следующая задача: зная абсолютную угловую скорость трехгранника $X_1X_2X_3$ в проекциях на его же оси $\omega(t)$, определить, как ведут себя волны упругих деформаций. Запишем принцип Даламбера–Лагранжа для рассматриваемого тела, следуя монографии [10]:

$$\int_V \left[\ddot{x} + \omega \times (\omega(r+x)) + \dot{\omega} \times (r+x) + 2\omega \times \dot{x} + \frac{1}{\rho} \nabla \Pi - f \right] \delta x \times \quad (7)$$

$$\times dm = 0.$$

Здесь ρ – плотность, зависящая только от модуля радиус-вектора $|r|$, $\nabla \Pi$ – градиент квадратичного функционала линейной теории упругости.

Координаты, определяющие угловое положение тела как целого, не варьируются, предполагается, что угловая скорость $\omega(t)$ – известная функция времени. Для выбора обобщенных координат рассмотрим частный случай $\omega = 0$. В публикациях [13, 14] показано, что спектр собственных колебаний свободного твердого тела при выполнении, введенных выше условий (6) дискретен. Это означает, что возрастающая последовательность частот собственных колебаний $\nu_1 \leq \nu_2 \leq \dots$ неограниченна, а собственные элементы $h_1(r), h_2(r), \dots$, соответствующие этим последовательностям частот, образуют ортонормированную систему функций, полную в конфигурационном пространстве рассматриваемой задачи:

$$\int_V h_n(r) h_l(r) dm = \delta_n^l. \quad (8)$$

Это позволяет ввести независимые лагранжевы координаты, описывающие все степени свободы при деформировании тела, в общем случае $\omega(t) \neq 0$ следующим образом:

$$x = \sum_{n=1}^{\infty} q_n(t) h_n(r). \quad (9)$$

Задача о собственных колебаниях сферически симметричного свободного тела допускает группу $SO(3)$, поэтому спектр собственных частот вырожден и состоит из последовательности по крайней мере трехкратных частот: $\nu_1 = \nu_2 = \nu_3 \leq \nu_4 = \nu_5 = \nu_6 \leq \dots$. Конфигурационное пространство при этом представляет собой прямое произведение трехмерных собственных подпространств:

$$\{h_1, h_2, h_3\} \times \{h_4, h_5, h_6\} \times \dots$$

Фиксируем номер m произвольного собственного подпространства и введем обозначения для соответствующих обобщенных координат: $q_{3m-1} = u$, $q_{3m-2} = v$, $q_{3m-1} = w$ ($m = 1, 2, \dots$). Подставляя (9), а также выражение $\delta x = \sum_{n=1}^{\infty} \delta q_n h_n(r)$ в исходные тождества (6) и приравняв нулю коэффициенты при независимых вариациях δq_n , получаем бесконечную систему обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка относительно q_n :

$$\begin{aligned} \ddot{u} + au + bv + cw - v(\dot{\omega}, k_3) + w(\dot{\omega}, k_2) - \\ - 2\dot{v}(\omega, k_3) + 2\dot{w}(\omega, k_2) + F_1 + L_1 = 0, \\ \ddot{v} + bu + bv + ew + u(\dot{\omega}, k_3) - w(\dot{\omega}, k_1) + \\ + 2\dot{u}(\omega, k_3) - 2\dot{w}(\omega, k_1) + F_2 + L_2 = 0, \\ \ddot{w} + cu + ev + fw - u(\dot{\omega}, k_2) + v(\dot{\omega}, k_1) - \\ - 2\dot{u}(\omega, k_2) + 2\dot{v}(\omega, k_1) + F_3 + L_3 = 0. \end{aligned} \quad (10)$$

В системе дифференциальных уравнений (10) скалярные коэффициенты имеют вид:

$$\begin{aligned} a &= \int_V (h_{3m-2}, \omega)^2 dm - \omega^2, \\ b &= \int_V (h_{3m-2}, \omega)(h_{3m-1}, \omega) dm, \\ c &= \int_V (h_{3m-2}, \omega)(h_{3m}, \omega) dm, \\ d &= \int_V (h_{3m-1}, \omega)^2 dm - \omega^2, \\ e &= \int_V (h_{3m-1}, \omega)(h_{3m}, \omega) dm, \\ f &= \int_V (h_{3m}, \omega)^2 dm - \omega^2, \\ F_1 &= \int_V (\nabla \Pi, h_{3m-2}) dV, F_2 = \int_V (\nabla \Pi, h_{3m-1}) dV, \\ F_3 &= \int_V (\nabla \Pi, h_{3m}) dV. \end{aligned}$$

L_1, L_2, L_3 представляют собой линейные функции обобщенных координат, соответствующих другим собственным подпространствам. Присутствие этих членов характеризует тот факт, что системы типа (10) для различных подпространств не являются независимыми друг от друга. При получении уравнений (10) было предположено для простоты, что массовые силы f ортогональны всем собственным функциям:

$$\int_V f h_n(r) dm = 0.$$

Это означает, что в силах f присутствует лишь постоянная составляющая ($\int_V r \times f dm \neq 0$), обеспечивающая вращение тела со скоростью $\omega(t)$. В выражении (10) векторные коэффициенты k_1, k_2, k_3 имеют вид:

$$\begin{aligned} k_1 &= \int_V h_{3m-1} \times h_{3m} dm, \\ k_2 &= \int_V h_{3m} \times h_{3m-2} dm, \\ k_3 &= \int_V h_{3m-2} \times h_{3m-1} dm. \end{aligned}$$

В силу сферической симметрии выбор собственных векторов ($h_{3m-2}, h_{3m-1}, h_{3m}$) можно осуществить так, чтобы выполнялись следующие тождества:

$$k_1 = \nu(1, 0, 0), k_2 = \nu(0, 1, 0), k_3 = \nu(0, 0, 1) \quad (11)$$

где $\nu = \pm |k_1| = \pm |k_2| = \pm |k_3| = \pm \left| \int_V h_{3m-1} \times h_{3m} dm \right|$.

Используя неравенство Коши–Буняковского для (11), получим $0 \leq \nu \leq 1$. Если теперь ввести обозначения:

$$z = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \omega = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}, L = \begin{pmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_3 \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix},$$

то уравнения (10) можно переписать в следующей компактной векторной форме [10, 13]:

$$\ddot{z} + Az + \nu G \dot{z} + 2\nu G \dot{z} + L = 0 \quad (12)$$

где A – симметрическая матрица позиционных сил, состоящая из коэффициентов упругих сил F_1, F_2, F_3 и, соответственно, скалярных коэффициентов a, b, c, d, e, f .

IV. ПРОСТРАНСТВЕННАЯ ПРЕЦЕССИЯ СТОЯЧЕЙ ВОЛНЫ НА ПОВЕРХНОСТИ УПРУГОЙ СФЕРЫ

Векторное уравнение (12) определяет пространственную эволюцию m -й формы (моды) колебаний свободного сферического упругого твердого тела, вызванную наличием вращения. Эта эволюция определяется двумя обстоятельствами. Во-первых, сама форма колебаний непосредственно реагирует на вращение тела, что определяется наличием в (12) членов G и \dot{G} . Во-вторых, рассматриваемая форма колебаний подвергается воздействию со стороны других форм. Сразу отметим, что это воздействие является незначительным, поскольку, к примеру, при решении уравнений (12) методом осреднения все члены, определяемые линейными функциями обобщенных координат L , в первом приближении исчезают. Кроме того, имеет место следующий факт. Существует такая система координат $z \rightarrow y: z = My$, где M – зависящая от времени ортогональная матрица преобразования координат, в которой уравнение (12) при выполнении тождества $L = 0$ имеет самосопряженную форму. В этой системе координат уравнение (12) допускает решение типа стоячей волны. Покажем это.

Подставляя уравнение $z = My$, в полученное выше выражение (12), найдем:

$$\ddot{y} + 2M^T(\dot{M} + \nu GM)\dot{y} + M^T(\ddot{M} + 2\nu G\dot{M} + \nu \dot{G}M + AM)y = 0. \quad (13)$$

Потребуем выполнения следующего дифференциального уравнения первого порядка, которое получено из уравнения (13):

$$\dot{M} = -\nu GM. \quad (14)$$

В результате получим дифференциальное уравнение второго порядка вида

$$\ddot{M} = -\nu \dot{G}M + \nu^2 G^2 M$$

и, подставляя его в (13), найдем следующее уравнение второго порядка:

$$\ddot{y} + M^T(A - \nu^2 G^2)My = 0.$$

Таким образом, если в неподвижном упругом полом сферическом теле возбудить механическую стоячую волну колебаний с каким-нибудь чистым тоном и после этого привести тело во вращение с произвольно меняющейся во времени угловой скоростью $\omega(t)$, то стоячая волна будет поворачиваться относительно самого тела по закону (14). Следует заметить, что дифференциальное уравнение первого порядка (14) есть известное кинематическое уравнение Пуассона. Сравним уравнение (14) с известным уравнением Пуассона для самого твердого тела $\dot{N} = -GN$, в котором ортогональная матрица N определяет ориентацию твердого тела в абсолютном (инерциальном) пространстве. Откуда видно, что угловая скорость стоячей волны относительно тела пропорциональна угловой скорости тела относительно пространства

$$\Omega_0(t) = -\nu \omega(t), \quad (15)$$

или для скорости механической стоячей волны относительно абсолютного пространства имеем

$$\Omega(t) = (1 - \nu)\omega(t). \quad (16)$$

Соотношение (15) и представляет собой обобщение введенного выше скалярного соотношения (3) на пространственный случай, а соотношение (16) – соответственно, обобщение скалярного соотношения (4). Подчеркнем, что для полной сферической упругой оболочки коэффициент Брайана носит пространственный характер. Он определяет пропорциональность друг другу векторов угловых скоростей (15) в отличие от случая кольца, когда рассматривались угловые скорости плоского вращения. Стоячая волна в виде, к примеру, эллипсоида прецессирует относительно тела с вектором угловой скорости, пропорциональным вектору угловой скорости самого тела относительно абсолютного (инерциального) пространства.

V. СЛУЧАЙ ТОНКОЙ ПОЛНОЙ СФЕРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ

Вычисление коэффициента Брайана ν замкнутой сферической оболочки осуществляется при конкретных предположениях о распределении плотности по радиусу $\rho(r)$. Рассмотрим случай тонкой полной сферической оболочки. В проекциях на традиционно принимаемые в теории оболочек оси u, v, w , направленные по меридиану, параллели и нормали к поверхности, собственные векторы имеют вид [13, 14]:

$$U_1 = \begin{pmatrix} A_n \left(\frac{dP_n^k}{d\theta} \right) \cos k\varphi \\ -A_n k \sin^{-1} \theta P_n^k \sin k\varphi \\ P_n^k \cos k\varphi \end{pmatrix}, \quad (17)$$

$$U_2 = \begin{pmatrix} A_n (dP_n^k / d\theta) \sin k\varphi \\ A_n \sin^{-1} k\varphi \\ 0 \end{pmatrix},$$

где P_n^k – присоединенные функции Лежандра, φ, θ – сферические координаты, A_n – коэффициент, зависящий от числа волн по меридиану и от частоты колебаний ν .

Для коэффициентов A_n и частоты колебаний ν в приближении Лэмба имеем следующие соотношения (μ – коэффициент Пуассона) [14]:

$$A_n = \left[-2(1 + \mu) + \frac{(1 - \mu)\nu^2}{2} \right] [(1 + \mu)n(n + 1)]^{-1}$$

Частотное уравнение Лэмба имеет вид [14]:

$$(1 - \mu)\nu^4 - 2\nu^2(1 + 3\mu + n(n + 1) + 4(1 + \mu)(n^2 + n - 2)) = 0 \quad (18)$$

Векторы (17) представляют собой два собственных вектора из трех, определяющих трехмерное собственное подпространство (при фиксированных n и k). Третий может быть получен из выписанных при помощи преобразования осей, однако для вычисления коэффициента k в этом уже нет необходимости. Переход от переменных u, v, w к принятым в настоящей работе переменным x_1, x_2, x_3 выражается известной формулой преобразования координат

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta \cos\varphi & \cos\theta \sin\varphi & \sin\theta \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ -\sin\theta \cos\varphi & -\sin\theta \sin\varphi & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}.$$

Откуда имеем аналитическое выражение первого вектора

$$\mathbf{h}_1 = \frac{1}{\|\mathbf{U}_1\|} \begin{pmatrix} A_n \frac{dP_n^k}{d\theta} \cos k\varphi \cos\theta \cos\varphi - \frac{A_n k}{\sin\theta} P_n^k \cos k\varphi \cos\theta \sin\varphi + \\ + P_n^k \cos k\varphi \sin\theta \\ - A_n \frac{dP_n^k}{d\theta} \cos k\varphi \sin\varphi - A_n \frac{k}{\sin\theta} P_n^k \sin k\varphi \cos\varphi \\ - A_n \frac{dP_n^k}{d\theta} \cos k\varphi \sin\theta \cos\varphi + \frac{A_n k}{\sin\theta} P_n^k \sin k\varphi \sin\theta \sin\varphi + \\ + P_n^k \cos k\varphi \cos\theta \end{pmatrix}.$$

Аналогичное аналитическое выражение можно получить и для второго собственного вектора \mathbf{h}_2 . После чего вычисляем коэффициент Брайана ν тонкой полной сферической оболочки для использования ее в качестве инерциального датчика трех квазиуглов поворота основания гироскопа относительно инерциального пространства:

$$\nu = \left| \int_0^{2\pi} \int_0^\pi \mathbf{h}_1 \times \mathbf{h}_2 \sin\theta \, d\theta d\varphi \right| = \frac{2\pi k A_n}{\|\mathbf{U}_1\|^2} \left\{ \int_0^\pi \frac{dP_n^k}{d\theta} P_n^k \sin\theta \, d\theta, 0, \frac{dP_n^k}{d\theta} P_n^k \cos\theta \, d\theta \right\}.$$

Интеграл, определяющий первую компоненту написанного вектора, равен нулю. Для второго интеграла получим аналитическое выражение

$$\int_0^\pi \frac{dP_n^k}{d\theta} P_n^k \cos\theta \, d\theta = -\frac{(n+k)!}{(2n+1)(n-k)!}$$

Учитывая, что норма \mathbf{U}_1 имеет вид

$$\|\mathbf{U}_1\|^2 = \frac{2\pi}{(2n+1)} [1 + n(n+1)A_n^2] \frac{(n+k)!}{(n-k)!} \quad (k \neq 0),$$

окончательно находим аналитическое выражение для коэффициента Брайана:

$$\nu = k A_n^2 [1 + n(n+1)A_n^2]^{-1}.$$

Рассмотрим в качестве примера случай, когда $k = n = 2$, $\mu = 0$. По выше выведенным формулам (18) имеем:

$$\nu^2 = 7 + \sqrt{33}, \quad A_n = (7 + \sqrt{33})/12 - 1/3.$$

Для полной сферической оболочки коэффициент Брайана [15], равный примерно одной четверти ($\nu = 0,25$), оказывается меньше, чем он получен для кольца (или цилиндра), равного $2/5$. Подчеркнем, что для полной сферической оболочки коэффициент Брайана носит пространственный характер. Он определяет пропорциональность друг другу векторов угловых скоростей (15) в отличие от случая кольца, когда рассматривались угловые скорости плоского вращения. Механическая стоячая волна в виде, к примеру, эллипсоида, прецессирует относительно самого тела с вектором угловой скорости, пропорциональным вектору

угловой скорости тела относительно абсолютного (инерциального) пространства [16].

VI. ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРИЛОЖЕНИЯ В ГИРОСКОПИИ

Как обычно, для создания нового работоспособного инерциального датчика ориентации, использующего пространственный эффект инертности упругих волн на сфере, необходимо создать условия устойчивого наблюдения этого явления в подвижной системе координат.

Упругая система с осевой симметрией обладает спектром двойных частот, каждой из которых соответствует пространственный парциальный осциллятор. Для осуществления инерциальных измерений достаточно возбудить один из этих пространственных осцилляторов.

Следуя патенту [17], рассмотрим пространственный интегрирующий волновой твердотельный гироскоп, содержащий резонатор в виде осесимметричного тонкостенного элемента, способного к вибрации, один электрод резонатора, множество электродов датчиков, электродов управления, электронный блок управления, содержащий устройства вычисления угла, стабилизации амплитуды колебаний, подавления квадратурных колебаний и соединенный с электродами резонатора, электродами датчиков, электродами управления, в котором электронный блок управления содержит компаратор с гистерезисом, устройство фазовой автоподстройки частоты, модулятор, сумматор, аналого-цифровой преобразователь (АЦП), микроконтроллер. При этом выходы устройств вычисления угла соединены через аналого-цифровой преобразователь с микроконтроллером, а также через устройство подавления квадратурных колебаний с устройством стабилизации амплитуды колебаний, причем выход устройства подавления квадратурных колебаний соединен со входом сумматора, выход одного из устройств вычисления угла последовательно соединен с компаратором с гистерезисом и устройством фазовой автоподстройки частоты, выход которого через модулятор соединен с сумматором, отличающийся тем, что резонатор выполнен в виде пространственного вакуумированного модуля, состоящего из концентрически размещенных одна внутри другой наружной и внутренней полых сфер из магнитного материала со взаимно противоположным направлением намагничивания. Причем во внутренней сфере размещен источник питания, обмотки электромагнитного центрирования и блок управления, а на наружной стороне внутренней сферы размещены электроды управления и вспомогательный электрод. На внутренней стороне наружной сферы размещены датчики измерения положения стоячей волны и на наружной стороне наружной сферы размещены обмотки электромагнитного центрирования, а пространственная стоячая волна возбуждается в тонкостенной сфере, выполненной из материала с малыми параметрами внутреннего трения, охватывающей снаружи внутреннюю сферу через немагнитные втулки. На рис. 2 представлена структурная схема пространственного интегрирующего сферического волнового твердотельного гироскопа.

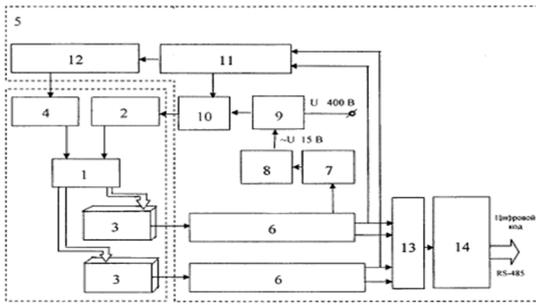


Рис. 2

Пространственный интегрирующий волновой твердотельный гироскоп содержит резонатор 1 в виде пространственного вакуумированного модуля, один вспомогательный электрод резонатора 2, восемь электродов датчиков 3, объединенных в две группы по четыре штуки в каждой, шестнадцать электродов управления 4 и электронный блок управления 5. Электронный блок управления 5 содержит два устройства вычисления угла 6, компаратор с гистерезисом 7, устройство фазовой автоподстройки частоты 8, модулятор 9, сумматор 10, устройство подавления квадратурных колебаний 11, устройство стабилизации амплитуды колебаний 12, аналого-цифровой преобразователь 13 и микроконтроллер 14. Электронный блок управления 5 соединен с резонатором 1 через электрод резонатора 2, электроды датчиков 3 и электроды управления 4. Выходы электродов датчиков 3 соединены с устройствами вычисления углов 6, при этом выход одной группы из четырех электродов датчиков 3 соединены с устройством вычисления синфазной составляющей углов 6, а выход другой группы из четырех электродов датчиков 3 – с устройством вычисления квадратурной составляющей углов 6. Один выход устройства вычисления синфазной составляющей углов 6 соединен последовательно с компаратором с гистерезисом 7, устройством фазовой автоподстройки частоты 8, модулятором 9 и сумматором 10. Четыре выхода устройств вычисления синфазной и квадратурной составляющих угла 6 соединены через аналого-цифровой преобразователь 13 со входом микроконтроллера 14. При этом один выход устройства вычисления синфазной составляющей углов 6 и один выход устройства вычисления квадратурной составляющей углов 6 соединены через устройство подавления квадратурных колебаний 11 со входом устройства стабилизации амплитуды колебаний 12.

На рис. 3 схематично представлена сама конструкция сферического резонатора в виде пространственного вакуумированного модуля.

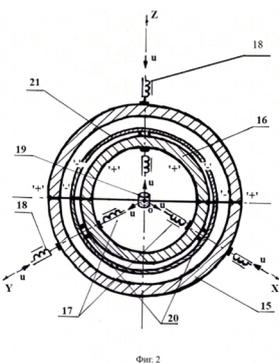


Рис. 3

Резонатор 1 (рис. 2) в виде пространственного вакуумированного модуля состоит из наружной 15 и внутренней 16 полых сфер из магнитного материала со взаимно противоположным направлением намагничивания, концентрически размещенных одна внутри другой. Во внутренней сфере 16 размещен источник питания 19 с преобразователем ЦАП-АЦП (DC-AC) для питания обмоток электромагнитного центрирования 17, установленных в внутренней сфере 16, а также блок управления 5. На наружной стороне внутренней сферы 16 размещены электроды управления 4 и вспомогательный электрод 2, а на внутренней стороне наружной сферы 15 размещены датчики 3 измерения положения стоячей волны – съема информации (на рис. 2 условно не показаны). На наружной стороне наружной сферы 15 размещены обмотки электромагнитного центрирования 18. Пространственная стоячая волна возбуждается в тонкостенной сфере 21, выполненной из материала с малыми параметрами внутреннего трения (то есть высокой добротностью), охватывающей снаружи внутреннюю полую сферу 16 через немагнитные втулки 20 внутреннюю сферу 16.

Пространственный интегрирующий волновой твердотельный гироскоп работает следующим образом. При включении гироскопа – при подаче напряжения питания на обмотки электромагнитного центрирования (17, 18) активируется пространственный вакуумированный модуль резонатора 1, обеспечивая бесконтактный подвес внутренней полую сферы 16 и тонкостенной сферы 21, выполненной из материала с малыми параметрами внутреннего трения, например из аморфного или нанокристаллического сплава, охватывающей снаружи внутреннюю полую сферу 16 через немагнитные втулки 20.

Для параметрического возбуждения пространственной механической стоячей волны к тонкостенной сфере 21 прикладываются две диаметрально противоположные силы, создаваемые электродами управления 4, подключенными к схеме возбуждения электронного блока управления 5. Под действием приложенных сил тонкостенная сфера 21 примет эллипсоидальную форму. Приложенные силы в заданные моменты времени становятся равными нулю, а тонкостенная сфера 21, обладающая определенной жесткостью, проходя через недеформированное состояние, под действием сил инерции будет деформироваться в ортогональном направлении. Возбуждение пространственной стоячей волны в тонкостенной сфере 21 происходит в режиме автогенератора на собственной частоте колебаний тонкой замкнутой оболочки.

По достижении заданной амплитуды колебаний тонкостенной сферы 21 электроды управления 4 отключаются и включается вспомогательный электрод резонатора 2, поддерживающий постоянство амплитуды колебаний в тонкостенной сфере 21 для любого положения стоячей волны относительно основания. При колебаниях тонкостенной сферы 21 изменяется площадь перекрытия электродов датчиков 3, выполняющих функцию измерения положения стоячей волны. Выходные сигналы электродов датчиков 3, соответствующие трем компонентам вектора входной угловой скорости подвижного объекта, подаются на устройства вычисления углов 6, в которых измеряются синфазные

и квадратурные составляющие выходных сигналов электродов датчиков 3. Синфазные и квадратурные составляющие сигналов, последовательно поступающие на аналого-цифровой преобразователь 13 и микроконтроллер 14, преобразуются в цифровой код. Синфазные составляющие выходных сигналов с устройств вычисления угла θ подаются через устройство подавления квадратурных колебаний 11 на устройство стабилизации амплитуд колебаний 12. Выходной сигнал с устройства вычисления угла θ последовательно подается на компаратор с гистерезисом 7, устройство фазовой автоподстройки частоты 8, модулятор 9 и сумматор 10. При этом на сумматор 10 одновременно подаются выходной сигнал модулятора 9 и выходной сигнал устройства подавления квадратурных колебаний 11. Выходной сигнал сумматора 10 подается на вспомогательный электрод резонатора 2 и обеспечивает поддержание постоянной амплитуды колебаний на поверхности полой сферы 21 (в тонкостенной сфере 21). Тонкостенная сфера 21, на поверхности которой создается пространственная механическая стоячая волна, выполнена из материала с малыми параметрами внутреннего трения, например из аморфного или нанокристаллического металла/сплава.

Отметим, что аморфные сплавы представляют собой новый особый класс прецизионных сплавов, отличающийся от кристаллических сплавов структурой, способом изготовления, областью существования на температурно-временной диаграмме и основными свойствами. Аморфные сплавы получили название металлических стекол. Аморфное состояние сплавов достигается подбором химического состава и использованием специальной технологии охлаждения из расплава со скоростью выше критической, определенной для каждого состава.

Отсутствие дислокаций приводит к тому, что такие металлические стекла по прочности превосходят самые лучшие легированные стали. Высокая твердость влечет за собой их великолепную износостойкость.

Технический результат реализации – расширение функциональных возможностей волнового твердотельного гироскопа за счет обеспечения возможности предложенной конструкции пространственного интегрирующего датчика СРГ/СРГ определять одновременно три компоненты вращательного движения подвижного объекта, характеризующие его пространственное угловое положение – параметры ориентации самого объекта.

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для тонкой полной (замкнутой) сферической упругой оболочки получен масштабный коэффициент Брайана, который равен одной четверти ($k = 0.25$). Данное значение масштабного коэффициента оказывается несколько меньше, чем он был получен для кольца (или цилиндра), равного 0.4, или для кварцевой полусферы ($k = 0.312$).

Особенно подчеркнем, что для полной тонкой сферической оболочки коэффициент Брайана носит пространственный характер. Он определяет пропорциональность векторов угловых скоростей друг другу в отличие от случая кольца (цилиндра, полусферы), когда учитываются угловые скорости вращения плоскости. В

трехмерном пространстве трехмерная механическая стоячая волна, реализованная в виде, например, эллипсоида вращения, перемещается относительно упругого твердого тела с вектором угловой скорости, с пропорциональным коэффициентом Брайана ($k = 0.25$) вектору вращения самого упругого тела относительно абсолютного пространства.

При этом пространственная механическая стоячая волна, реализованная на поверхности упругой двумерной сферы в виде, например, эллипсоида вращения, перемещается относительно самого тела с вектором угловой скорости, пропорциональным вектору угловой скорости самого тела относительно абсолютного пространства.

Ускорение такой пространственной стоячей волны относительно упругой сферы составляет такую же определенную долю от ускорения самого тела сферы относительно инерциального пространства.

Таким образом, для многочисленных практических применений мы имеем в одном гироскопическом устройстве новый весьма компактный трехмерный инерциальный датчик ориентации или угловой скорости, позволяющий одновременно измерять приращение трех квазиординат – углов псевдоориентации, входящие в известные кинематические дифференциальные уравнения, интегрируя которые в реальном масштабе времени, решаем классическую задачу Дарбу пространственной ориентации движущегося объекта в трехмерном пространстве с использованием известных по измерениям 3D-датчика СРГ/СРГ квазиуглов и/или угловых скоростей тела.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Foucault, L., Demonstration physique du mouvement de la Terre au moyen du pendule, *C.r. Acad. sci.*, Paris, 1851, vol. 32, pp. 135–138.
- [2] Bryan G.H. On the beats in the vibrations of revolving cylinder or bell, *Proc. Camb. Phil. Soc.*, 1890, vol.7, pp. 101–111.
- [3] Scott, W.B., Delco makes low-cost gyro prototype, *Aviat. Week*, 1982, vol. 117, no. 17, pp. 64–72.
- [4] Loper, E.J., Lynch, D.D., Sonic Gyro Fabrication and Testing, Delco Electronics Division, report R77-64, August 1977.
- [5] Loper, E.J., Lynch, D.D., The HRG: A new low-cost inertial rotation sensor, *Proc. 16 Jt. Services Data Exchange For Inertial Systems*, Los Angeles, CA, 1982.
- [6] Loper, E.J., Lynch, D.D., Projected system performance based on recent HRG test results, Paper S83–105, *IEEE/AIAA 5th Digital Avionics Systems Conference*, 31 Oct. – 3 Nov., 1983.
- [7] Loper, E.J., Lynch, D.D., Vibratory rotational sensor, Patent EU, no.0141621 A2, 1984.
- [8] Журавлёв В.Ф., Климов Д.М. О динамических эффектах в упругом вращающемся кольце // *Изв. АН СССР. МТТ*. 1983. №5. С. 17–24.
- [9] Журавлёв В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985. 125 с.
- [10] Журавлев В.Ф., Климов Д.М. Прикладные методы в теории колебаний». М.: Наука, 1988. 325с.
- [11] Журавлёв В.Ф. Теоретические основы волнового твердотельного гироскопа // *Изв.РАН. МТТ*. 1993. № 3. С. 15–26.
- [12] Leger, P., Quapason — a new low-cost vibrating gyroscope, 3rd Saint-Petersburg Intern. Conf. On Integrated Navigation Systems. Saint-Petersburg, 1996, Pt. 1, pp. 143–149.
- [13] Климов Д.М., Журавлёв В.Ф., Жбанов Ю.К. Кварцевый полусферический резонатор (Волновой твердотельный гироскоп). М.: Ким Л.А., 2017. 194 с.
- [14] Чернина В.С. Свободные колебания тонкой замкнутой сферической оболочки // *Теория оболочек и пластин*. М.: Наука, 1973.

- [15] Zhuravlev, V., Perelyaev, S., The Generalized Foucault Pendulum is a 3D Integrating Gyroscopes Using the Three-Dimensional Precession of Standing Waves in a Rotating Spherically Symmetric Elastic Solid, DGON Inertial Sensors and Systems Symposium, IEEE, 2019, pp. 1–12.
- [16] Журавлёв В.Ф., Климов Д.М. Пространственный эффект инертности упругих волн на сфере // Изв. РАН. МГТ. 2021. №3. С. 3–6.
- [17] Переляев С.Е., Скрипник А.А. Патент №2763688 Российская Федерация, МПК G01C 19/56 (2021.08). Пространственный интегрирующий твердотельный волновой гироскоп. №2020132742; заявл. 05.10.2020; опубл.30.12.2021.

Уравнения и алгоритмы бесплатформенных инерциальных навигационных систем для определения кажущейся, гравитационной и относительной скоростей движущегося объекта, а также географических координат местоположения объекта

Ю.Н. Челноков

Институт проблем точной механики и управления
РАН, Саратов, Россия,
т. 89616417067, e-mail: Chelnokovyun@gmail.com

С.Е. Переляев

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского
РАН, Москва, Россия,
т. 89037712048, e-mail: Pers2030@yandex.ru

Аннотация—В докладе излагаются дифференциальные уравнения и алгоритмы бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), предназначенные для определения кажущейся, гравитационной и относительной скоростей движущегося объекта, а также географических координат местоположения объекта. Также излагаются аналитические решения дифференциальных уравнений для кажущейся и гравитационной скоростей в случае неподвижного относительно Земли объекта, которые могут быть использованы при анализе точности алгоритмов БИНС, установленной на неподвижном основании.

Ключевые слова—бесплатформенная инерциальная навигационная система, кажущаяся, гравитационная и относительная скорости, географические координаты местоположения, уравнения и алгоритмы, аналитические решения уравнений.

I. УРАВНЕНИЯ ДЛЯ КАЖУЩЕЙСЯ, ГРАВИТАЦИОННОЙ И ОТНОСИТЕЛЬНОЙ СКОРОСТЕЙ ДВИЖУЩЕГОСЯ ОБЪЕКТА

В основе построения предлагаемых уравнений БИНС лежит использование принципа суперпозиции, который позволяет разделить интегрирование быстро изменяющегося кажущегося и медленно изменяющегося гравитационного ускорений движущегося объекта.

Абсолютное ускорение \mathbf{W}_{abc} объекта – векторная сумма кажущегося и гравитационного ускорений:

$$\mathbf{W}_{abc} = d\mathbf{V}_{abc}/dt = \mathbf{a} + \mathbf{j}, \quad (1.1)$$

где \mathbf{V}_{abc} – вектор абсолютной скорости объекта (скорости в инерциальной системе координат), \mathbf{a} – вектор кажущегося ускорения объекта, которое измеряется акселерометрами в связанной с объектом системе координат X , \mathbf{j} – вектор ускорения поля тяготения Земли (известная вектор-функция координат местоположения объекта).

Кажущаяся $\mathbf{V}_{каж}$ и гравитационная $\mathbf{V}_{грав}$ скорости удовлетворяют векторным дифференциальным соотношениям

$$d\mathbf{V}_{каж}/dt = \mathbf{a}, \quad d\mathbf{V}_{грав}/dt = \mathbf{j}. \quad (1.2)$$

Фигурирующие в этих соотношения производные являются абсолютными производными (определены в инерциальной системе координат).

Абсолютная, кажущаяся и гравитационная скорости в соответствии с принципом суперпозиции связаны векторным аддитивным соотношением

$$\mathbf{V}_{abc} = \mathbf{V}_{каж} + \mathbf{V}_{грав}. \quad (1.3)$$

Абсолютная скорость определяется векторной суммой

$$\mathbf{V}_{abc} = \mathbf{V}_{отн} + \mathbf{u} \times \mathbf{r},$$

где $\mathbf{V}_{отн}$ – вектор скорости объекта относительно земной поверхности, которая имеет в нормальной географической системе координат Y (НГСК) северную V_N , вертикальную V_H и восточную V_E составляющие; \mathbf{u} – вектор угловой скорости вращения Земли, \mathbf{r} – радиус-вектор (определяет положение начала O связанной с объектом системы координат X в инерциальной системе координат ξ).

После перехода в приведенных векторных соотношениях (1.2) для кажущейся и гравитационной скоростей от абсолютных к локальным производным, вычисленным в связанной системе координат X для первого уравнения и в НГСК Y для второго уравнения, получим уравнения

$$d\mathbf{V}_{каж}/dt)_X + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_{каж} = \mathbf{a}, \quad (1.4)$$

$$(d\mathbf{V}_{грав}/dt)_Y + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_{грав} = \mathbf{j} = \mathbf{g} + \mathbf{u} \times (\mathbf{u} \times \mathbf{r}), \quad (1.5)$$

где \mathbf{g} – вектор ускорения силы тяжести, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости объекта, измеряемой на борту объекта гироскопами, $\boldsymbol{\Omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости НГСК.

Векторное дифференциальное уравнение (1.4) позволяет вычислить вектор кажущейся скорости объекта по векторам абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и кажущемуся ускорению \mathbf{a} объекта (или приращениям интегралов от них), измеряемым в связанной системе координат.

Векторное дифференциальное уравнение (1.5) лежит в основе вычисления вектора гравитационной скорости. Проектирование этого уравнения на оси НГСК позволяет получить систему скалярных дифференциальных уравнений для нахождения проекций вектора гравита-

ционной скорости $V_{\text{зрав}N}$, $V_{\text{зрав}H}$, $V_{\text{зрав}E}$ на координатные оси НГСК. Объединяя эти уравнения с известными дифференциальными уравнениями для географической долготы λ , широты φ и высоты над уровнем моря H , получаем следующую систему дифференциальных уравнений БИНС для нахождения кажущейся, гравитационной и относительной скоростей движущегося объекта, а также географических координат местоположения объекта:

$$\begin{aligned} dV_{\text{зрав}N}/dt + \Omega_H V_{\text{зрав}E} - \Omega_E V_{\text{зрав}H} &= \\ &= ((A+H)/\kappa) u^2 \sin\varphi \cos\varphi, \\ dV_{\text{зрав}H}/dt + \Omega_E V_{\text{зрав}N} - \Omega_N V_{\text{зрав}E} &= \\ &= -((A+H)/\kappa) u^2 \cos^2\varphi - g, \\ dV_{\text{зрав}E}/dt + \Omega_N V_{\text{зрав}H} - \Omega_H V_{\text{зрав}N} &= 0, \\ d\lambda/dt = V_E/(R_1 \cos\varphi), \quad d\varphi/dt = V_N/R_2, \quad dH/dt = V_H/\kappa. \end{aligned} \quad (1.6)$$

Здесь проекции Ω_N , Ω_H , Ω_E вектора абсолютной угловой скорости НГСК и ускорение силы тяжести g определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \Omega_N &= u \cos\varphi + (1/R_1) V_E, \quad \Omega_H = u \sin\varphi + (1/R_1) V_E \operatorname{tg}\varphi, \\ \Omega_E &= -(1/R_2) V_N, \\ R_1 &= (A+H)/\kappa, \quad R_2 = (A+H)(1-e^2)/\kappa^3, \\ \kappa &= (1-e^2 \sin^2\varphi)^{1/2}, \\ g &= [A^2/(A+H)^2] g_{\text{зо}} (1 + \delta \sin^2\varphi'), \\ \sin^2\varphi' &= (1-e^2)^2 \sin^2\varphi/[1-(2e^2-e^4) \sin^2\varphi], \end{aligned} \quad (1.7)$$

где u – угловая скорость суточного вращения Земли, $e^2 = 0.0066943678$, $A = 6378136$ м, $g_{\text{зо}} = 9.7803284$ м/с², $\delta = 5,317 \cdot 10^{-3}$.

Дифференциальные уравнения (1.6) дополняются связями проекций векторов относительной, кажущейся и гравитационной скоростей

$$\begin{aligned} V_N &= V_{\text{каж}N} + V_{\text{зрав}N}, \quad V_H = V_{\text{каж}H} + V_{\text{зрав}H}, \\ V_E &= V_{\text{каж}E} + V_{\text{зрав}E} - ((A+H)/\kappa) u \cos\varphi. \end{aligned} \quad (1.8)$$

Проекция вектора кажущейся скорости вычисляются по показаниям акселерометров в связанной или инерциальной системе координат. Поэтому для нахождения проекций кажущейся скорости в НГСК, фигурирующих в (1.8), во втором случае необходимо воспользоваться соотношениями перепроектирования

$$\begin{aligned} V_{\text{каж}N} &= \sum_{i=1}^3 b_{1i} V_{\text{каж}\xi_i}, \quad V_{\text{каж}H} = \sum_{i=1}^3 b_{2i} V_{\text{каж}\xi_i}, \\ V_{\text{каж}E} &= \sum_{i=1}^3 b_{3i} V_{\text{каж}\xi_i}, \end{aligned} \quad (1.9)$$

$$\begin{aligned} b_{11} &= \cos\varphi, \quad b_{12} = -\sin\varphi \cos\lambda_a, \quad b_{13} = -\sin\varphi \sin\lambda_a, \\ b_{21} &= \sin\varphi, \quad b_{22} = \cos\varphi \cos\lambda_a, \quad b_{23} = \cos\varphi \sin\lambda_a, \\ b_{31} &= 0, \quad b_{32} = -\sin\lambda_a, \quad b_{33} = \cos\lambda_a, \end{aligned}$$

где $V_{\text{каж}\xi_i}$ – проекции вектора кажущейся скорости на оси инерциальной системы координат, $\lambda_a = \lambda + \mu_0 + ut$ – абсолютная долгота.

Таким образом, для нахождения гравитационной и относительной скоростей, а также географических координат местоположения объекта необходимо интегрировать на бортовом вычислителе в реальном масштабе времени систему (1.6) из шести нелинейных нестационарных дифференциальных уравнений, дополненных алгебраическими соотношениями (1.7)–(1.9). В основе

определения гравитационной скорости лежат дифференциальные уравнения для проекций вектора гравитационной скорости на оси географической системы координат. Для нахождения вектора относительной скорости объекта используются соотношения (1.8), которые связывают относительную, кажущуюся и гравитационную скорости и вытекают из принципа суперпозиции. Отметим, что третье из соотношений (1.8) для проекций векторов скоростей на восточное направление содержит информацию о широте и высоте текущего местоположения объекта. В качестве входной информации для нахождения указанных навигационных параметров используются проекции вектора кажущейся скорости объекта на оси инерциальной системы координат.

Приведенные уравнения БИНС для вычисления кажущейся, гравитационной и относительной скоростей движущегося объекта существенно проще уравнений, предложенных Вар-Итцхак, а также Кузовковым и Сальчевым [1, 2]. Эти уравнения позволили нам построить более простые алгоритмы вычисления этих скоростей с использованием метода Рунге-Кутты 4-го порядка точности.

II. АНАЛИТИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ ДЛЯ КАЖУЩЕЙСЯ И ГРАВИТАЦИОННОЙ СКОРОСТЕЙ ДВИЖУЩЕГОСЯ ОБЪЕКТА ДЛЯ НЕПОДВИЖНОГО ОСНОВАНИЯ

Дифференциальные уравнения (1.4) и (1.5) для кажущейся и гравитационной скоростей в случае неподвижного относительно Земли объекта, когда $V_N = V_H = V_E = 0$, имеют следующие аналитические решения:

$$\begin{aligned} V_{\text{каж}N}(t) &= g \sin\varphi \cos\varphi [t - (1/u) \sin(ut)], \\ V_{\text{каж}H}(t) &= g t \sin^2\varphi + (g/u) \cos^2\varphi \sin(ut), \\ V_{\text{каж}E}(t) &= (g/u) \cos\varphi [\cos(ut) - 1]; \\ V_{\text{зрав}N}(t) &= -V_{\text{каж}N}(t), \quad V_{\text{зрав}H}(t) = -V_{\text{каж}H}(t), \\ V_{\text{зрав}E}(t) &= -V_{\text{каж}E}(t) + ((A+H)/\kappa) u \cos\varphi; \\ V_{\text{каж}N}(0) &= V_{\text{каж}H}(0) = V_{\text{каж}E}(0) = 0; \\ V_{\text{зрав}N}(0) &= 0, \quad V_{\text{зрав}H}(0) = 0, \quad V_{\text{зрав}E}(0) = ((A+H)/\kappa) u \cos\varphi. \end{aligned}$$

Из этих решений видно, что проекции $V_{\text{каж}N}$, $V_{\text{каж}H}$ и $V_{\text{зрав}N}$, $V_{\text{зрав}H}$ кажущейся и гравитационной скоростей на северное и вертикальное направления имеют слагаемые, линейно зависящие от времени.

Формулы для проекций кажущейся скорости можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned} V_{\text{каж}N}(t) &= a_H (\omega_N \omega_H / \omega^2) [t - (1/\omega) \sin(\omega t)], \\ V_{\text{каж}H}(t) &= (a_H / \omega^2) [\omega_N^2 t + (\omega_N^2 / \omega) \sin(\omega t)], \\ V_{\text{каж}E}(t) &= a_H (\omega_N / \omega^2) [\cos(\omega t) - 1], \end{aligned}$$

где a_H – проекция вектора кажущегося ускорения на направление вертикали; $\omega^2 = \omega_N^2 + \omega_H^2$; $\omega_N = u_N$, $\omega_H = u_H$, $\omega_E = u_E = 0$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости объекта на оси НГСК.

Аналитические решения дифференциальных уравнений для кажущейся и гравитационной скоростей могут быть использованы при анализе точности алгоритмов работы БИНС, установленной на неподвижном основании.

Известно [3, 4], что бикватернионное уравнение, используемое нами для нахождения ориентации объекта в инерциальной системе координат и кажущейся скорости объекта, имеет решение, устойчивое в смысле Ляпунова (по отношению к начальным условиям интегрирования). Этот факт (в отношении кажущейся скорости) также

следует для неподвижного объекта из приведенных нами аналитических решений дифференциальных уравнений для кажущейся скорости.

Из приведенных аналитических решений следует, что при наличии инструментальных погрешностей БИНС (погрешностей гироскопов и акселерометров) погрешности вычисления северной и вертикальной составляющих кажущейся скорости объекта растут как линейные функции времени.

Анализ аналитических решений дифференциальных уравнений для гравитационной скорости показывает, что при наличии ошибки в задании широты объекта и (или) ускорения силы тяжести появляются ошибки в вычислении северной и вертикальной составляющих гравитационной скорости, также нарастающие линейно во времени.

III. ДУАЛЬНЫЕ АЛГОРИТМЫ БИНС ДЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЯ КАЖУЩЕЙСЯ СКОРОСТИ И ПАРАМЕТРОВ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТА

Для вычисления кажущейся скорости и параметров ориентации объекта в инерциальной системе координат (параметров Родрига–Гамильтона (Эйлера)) по мгновенной или интегральной первичной информации гироскопов и акселерометров нами используется дифференциальное бикватернионное (дуальное кватернионное) уравнение [3–7], предложенное Челноковым в [5, 6] и имеющее вид

$$2d\Lambda/dt = \Lambda \circ U_X(t), \quad (3.1)$$

$$\Lambda = \lambda + s\lambda^m = \Lambda_0 + \Lambda_1 \mathbf{i} + \Lambda_2 \mathbf{j} + \Lambda_3 \mathbf{k}, \\ \lambda = \lambda_0 + \lambda_1 \mathbf{i} + \lambda_2 \mathbf{j} + \lambda_3 \mathbf{k}, \quad \lambda^m = \lambda_0^m + \lambda_1^m \mathbf{i} + \lambda_2^m \mathbf{j} + \lambda_3^m \mathbf{k}, \\ U_X(t) = U_1(t) \mathbf{i} + U_2(t) \mathbf{j} + U_3(t) \mathbf{k},$$

где \circ – символ кватернионного произведения, $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ – векторные мнимые единицы Гамильтона, s – символ (комплексность) Клиффорда, имеющий свойство $s^2 = 0$.

Бикватернионная переменная Λ характеризует инерциальную ориентацию и кажущуюся скорость объекта и является дуальной композицией кватернионов λ и λ^m . Кватернион λ характеризует ориентацию объекта в инерциальной системе координат, его компоненты λ_j – параметры Родрига–Гамильтона (Эйлера). Кватернион λ^m и его компоненты λ_j^m характеризуют кажущуюся скорость объекта $\mathbf{V}_{\text{каж}}$, проекции которой $V_{\text{каж}j}$ и $V_{\text{каж}x}$ на инерциальные и связанные координатные оси находятся с помощью кватернионных соотношений [3–7]

$$\mathbf{V}_{\text{каж}x} = V_{\text{каж}x1} \mathbf{i} + V_{\text{каж}x2} \mathbf{j} + V_{\text{каж}x3} \mathbf{k} = 2\lambda^m \circ \tilde{\lambda}, \\ \mathbf{V}_{\text{каж}j} = V_{\text{каж}j1} \mathbf{i} + V_{\text{каж}j2} \mathbf{j} + V_{\text{каж}j3} \mathbf{k} = 2\tilde{\lambda} \circ \lambda^m, \quad (3.2)$$

где верхняя волна – символ сопряжения.

Бикватернионный коэффициент U_X , имеет дуальные компоненты $U_i(t) = \omega_i(t) + sa_i(t)$, образованные из проекций ω_i и a_i абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения объекта на его координатные оси. Этот коэффициент является функцией времени t и имеет вид

$$U_X(t) = \omega_X(t) + sa_X(t) = \\ = \omega_1(t) \mathbf{i} + \omega_2(t) \mathbf{j} + \omega_3(t) \mathbf{k} + s(a_1(t) \mathbf{i} + a_2(t) \mathbf{j} + a_3(t) \mathbf{k}).$$

Задача нахождения параметров инерциальной ориентации и кажущейся скорости объекта решена нами с помощью интегрирования дифференциального бикватернионного уравнения (3.1). Алгоритмы численного решения этой задачи построены нами с использованием интегральной первичной информации о движении объекта, которая измеряется гироскопами и акселерометрами на его борту и имеет вид приращений интегралов

$$\gamma_i = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega_i(t) dt \quad \text{и} \quad \gamma_i^m = \int_{t_{n-1}}^{t_n} a_i(t) dt$$

от проекций векторов абсолютной угловой скорости ω_i и кажущегося ускорения a_i объекта на связанные координатные оси.

Нами с помощью использования принципа перенесения Котельникова–Штуди [4, 7] и бикватернионного уравнения (3.1) построены одношаговые алгоритмы 2-3 порядков точности, а также двухшаговые алгоритмы 3-4 порядков точности для вычисления инерциальной ориентации объекта и его кажущейся скорости по интегральной первичной информации о движении объекта.

Алгоритмы построены по общей рекуррентной схеме, имеющей в бикватернионной записи вид

$$\Lambda(t_n) = \Lambda(t_{n-1}) \circ \Lambda^*, \quad t_n = t_{n-1} + h, \quad (3.3) \\ \Lambda = \lambda + s\lambda^m, \quad \Lambda^* = \Lambda_0^* + \Lambda_1^* \mathbf{i} + \Lambda_2^* \mathbf{j} + \Lambda_3^* \mathbf{k} = \lambda^* + s\lambda^{m*},$$

где h – шаг интегрирования, Λ^* – бикватернион, характеризующий приращения кватерниона ориентации и вектора кажущейся скорости объекта за шаге интегрирования. Это приращение находится в соответствии с выбранным алгоритмом того или иного порядка точности. Для двухшаговых алгоритмов 3 и 4 порядков точности компоненты Λ_j^* бикватерниона Λ^* находятся нами по формулам (3.4) и (3.5), где $i=1,2,3$:

$$\Lambda_0^* = 1 - 1/8 \Gamma^2, \quad \Lambda_i^* = 1/2(1 - 1/24 \Gamma^2) \Gamma_i + 1/3 B_i, \quad (3.4)$$

$$\Lambda_0^* = 1 - 1/8 \Gamma^2, \quad \Lambda_i^* = 1/2(1 - 1/24 \Gamma^2)(\Gamma_i + 2/3 B_i); \quad (3.5)$$

$$\Gamma_i = \gamma_i + s \gamma_i^m, \quad \Gamma^2 = \gamma^2 + 2s(\boldsymbol{\gamma} \cdot \boldsymbol{\gamma}^m), \\ \gamma^2 = \gamma_1^2 + \gamma_2^2 + \gamma_3^2, \quad (\boldsymbol{\gamma} \cdot \boldsymbol{\gamma}^m) = \gamma_1 \gamma_1^m + \gamma_2 \gamma_2^m + \gamma_3 \gamma_3^m, \\ B_1 = \Gamma_2 \Gamma_3 - \Gamma_3 \Gamma_2, \quad B_2 = \Gamma_3 \Gamma_1 - \Gamma_1 \Gamma_3, \quad B_3 = \Gamma_1 \Gamma_2 - \Gamma_2 \Gamma_1;$$

$$\Gamma_i^o = \gamma_i^o + s \gamma_i^{om}, \quad \gamma_i^o = \int_{t_{n-1}}^{t_{n-1+h/2}} \omega_i(t) dt, \quad \gamma_i^{om} = \int_{t_{n-1}}^{t_{n-1+h/2}} a_i(t) dt,$$

$$\Gamma_i' = \gamma_i' + s \gamma_i'^m, \quad \gamma_i' = \int_{t_{n-1+h/2}}^{t_{n-1+h}} \omega_i(t) dt, \quad \gamma_i'^m = \int_{t_{n-1+h/2}}^{t_{n-1+h}} a_i(t) dt.$$

В этих алгоритмах дуальные величины $\Gamma_i, \Gamma_i^o, \Gamma_i'$ формируются по сигналам гироскопов и акселерометров – приращениям интегралов от проекций векторов абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения объекта.

После выделения в этих дуальных алгоритмах главных и моментных частей получаем алгоритмы вычисления кватерниона λ инерциальной ориентации и кватерниона λ^m , характеризующего кажущуюся скорость объекта. Проекция кажущейся скорости на инерциальные и связанные с объектом координатные оси находятся через компоненты этих кватернионов с помощью кватернионных соотношений (3.2).

Математическое моделирование показало высокие точностные характеристики построенных алгоритмов. Так, методические погрешности вычисления инерциальной ориентации объекта для приведенного алгоритма 3-го порядка точности находятся в диапазоне $10^{-5} \div 10^{-7}$ град/час, а вычисления кажущейся скорости – в диапазоне $10^{-6} \div 10^{-8}$ м/с через час движения объекта в зависимости от условий его движения.

Бикватерниону Λ можно поставить в соответствие бикватернион \mathbf{K} , имеющий нулевую скалярную часть, с помощью бикватернионных аналогов формул Кэли [4]

$$\Lambda = (1 + \mathbf{K}) \circ (1 - \mathbf{K})^{-1}, \quad \mathbf{K} = -(1 - \Lambda) \circ (1 + \Lambda)^{-1}; \quad (3.6)$$

$$\Lambda = \cos(\Phi/2) + \sin(\Phi/2) (E_1 \mathbf{i} + E_2 \mathbf{j} + E_3 \mathbf{k}),$$

$$\mathbf{K} = K_1 \mathbf{i} + K_2 \mathbf{j} + K_3 \mathbf{k} = \operatorname{tg}(\Phi/4) (E_1 \mathbf{i} + E_2 \mathbf{j} + E_3 \mathbf{k}),$$

где E_i – дуальные ортогональные проекции единичного винта \mathbf{E} оси винтового конечного перемещения введенной нами вспомогательной системы координат X_{app} , $\Phi = \varphi + s\varphi^0$ – дуальный угол поворота этой системы координат, φ – эйлеров угол поворота объекта в инерциальной системе координат, φ^0 характеризует алгебраическую величину кажущейся скорости объекта.

Бикватернион $\mathbf{K} = \mathbf{k} + s\mathbf{k}^0$ имеет дуальные компоненты $K_i = \operatorname{tg}(\Phi/4)E_i = k_i + sk_i^0$. Его главная часть \mathbf{k} , характеризует инерциальную ориентацию объекта, а моментная часть \mathbf{k}^0 – кажущуюся скорость объекта. Он удовлетворяет бикватернионному дифференциальному уравнению [4]

$$4d\mathbf{K}/dt = (1 + \mathbf{K}) \circ \mathbf{U}_X \circ (1 - \mathbf{K}). \quad (3.7)$$

С помощью метода последовательного приближения Пикара и принципа перенесения Котельникова–Штуди нами построены различные новые дуальные алгоритмы определения инерциальной ориентации и кажущейся скорости движущегося объекта третьего и четвертого порядков точности. Для этого использованы дуальные формулы Кэли (3.6), бикватернионное кинематическое уравнение (3.7) и формулы (3.3).

Компоненты Λ_j^* бикватерниона Λ^* в этих алгоритмах вычисляются на каждом шаге интегрирования через промежуточные кинематические параметры – дуальные ортогональные проекции K_i винта \mathbf{K} по формулам

$$\Lambda_0^* = (1 - K^2) / (1 + K^2),$$

$$\Lambda_i^* = 2K_i / (1 + K^2), \quad K^2 = K_1^2 + K_2^2 + K_3^2.$$

В свою очередь дуальные переменные K_i находятся по тем или иным, построенным нами, алгоритмам. Так, один из построенных нами алгоритмов четвертого порядка точности имеет вид

$$\mathbf{K} = a(\Gamma' + \Gamma'') + e\Gamma' \times \Gamma'' + b(\Gamma'^2 \Gamma' + \Gamma''^2 \Gamma''),$$

$$\Gamma' = \int_{t_{n-1}}^{t_{n-1}+h/2} (\boldsymbol{\omega}_X(t) + s\mathbf{a}_X(t)) dt, \quad \Gamma'' = \int_{t_{n-1+h/2}}^{t_{n-1}+h} (\boldsymbol{\omega}_X(t) + s\mathbf{a}_X(t)) dt,$$

где a, b, e – вещественные числовые коэффициенты.

Полученные нами алгоритмы вычисления кажущейся скорости проще алгоритмов, построенных Лебедевым и Пановым в работах [8, 9] с использованием дуального (винтового) аналога вектора «истинного» поворота.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Bar-Itzhack, I.Y., Navigation Computation in Terrestrial Strapdown Inertial Navigation Systems, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, November 1977, vol. AES-13, no. 6, pp. 679–689.
- [2] Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. М: Машиностроение, 1982. 216 с.
- [3] Челноков Ю.Н. Об устойчивости решений бикватернионного кинематического уравнения винтового движения твердого тела // Сб. науч.-метод. статей по теорет. механике. 1983. Вып. 13. С. 103–109.
- [4] Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения // Геометрия и кинематика движения. М.: Физматлит, 2006. 511 с.
- [5] Челноков Ю.Н. Об интегрировании кинематических уравнений винтового движения твердого тела // Прикладная математика и механика, 1980. т. 44, вып. 1, с. 32–39.
- [6] Челноков Ю.Н. Об одной форме уравнений инерциальной навигации // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1981. № 5. С. 20–28.
- [7] Бранец В.Н. Шмыглевский, И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
- [8] Лебедев Д.В. К задаче вычисления параметров движения твердого тела // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1984. № 1. С. 170–172.
- [9] Лебедев Д.В., Панов А.П., Синтез высокоточных алгоритмов определения кажущейся скорости твердого тела // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1989. № 6. С. 82–89.

Прогноз и коррекция движения космического аппарата с использованием решений регулярных кватернионных уравнений в KS -переменных и изохронных производных

Ю.Н. Челноков, М.Ю. Логинов
Институт проблем точной механики и управления РАН
Саратов, Россия
ChelnokovYuN@gmail.com; mike.loginov@gmail.com

Аннотация—В докладе обсуждаются проблемы прогноза и коррекции движения космического аппарата (КА) с использованием решений регулярных кватернионных уравнений в четырехмерных переменных Кустанхаймо–Штифеля (KS -переменных), которые имеют кардинальные вычислительные преимущества в смысле точности перед уравнениями в декартовых координатах. Получены формулы, устанавливающие связи вариаций декартовых координат и проекций вектора скорости КА с вариациями KS -переменных и их первых производных. Найдены вариации KS -переменных и их первых производных, матрица изохронных производных от этих переменных. Получены линейризованные регулярные кватернионные дифференциальные уравнения возмущенного орбитального движения КА в вариациях KS -переменных и их первых производных.

Ключевые слова—космический аппарат, прогноз и коррекция орбитального движения, кватернионные регулярные модели, вариации координат, матрица изохронных производных.

I. ПРОБЛЕМЫ ПРОГНОЗА И КОРРЕКЦИИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В основе описания орбитального движения, навигации, прогноза и коррекции орбитального движения космических аппаратов и космической инерциальной навигации лежат векторные ньютоновские дифференциальные уравнения возмущенной пространственной задачи двух тел (например, Земля и КА) и возмущенной пространственной ограниченной задачи трех тел (например, Земля, Луна и КА) или эквивалентные им скалярные уравнения в декартовых или криволинейных координатах. Эти уравнения являются существенно нелинейными и вырождаются при соударении КА с телом притяжения, например, с Землей или Луной (при равенстве нулю расстояния между КА и телом притяжения), что делает использование этих уравнений неудобным при изучении движения КА в малой окрестности тела притяжения или его движения по сильно вытянутым орбитам и при решении задач инерциальной навигации в космосе. Указанная особенность (сингулярность) уравнений орбитального движения КА (деление на ноль) создает не только теоретические, но и практические (вычислительные) трудности. Проблема устранения указанной особенности в уравнениях движения космических тел, порождаемой силами гравитации, получила название проблемы регуляризации и является в настоящее время одной из основных проблем небесной механики и механики космического полета (астродинамики).

Наиболее эффективная регуляризация особенностей уравнений небесной механики и астродинамики, порождаемых гравитационными силами, достигается за счет перехода от трехмерного пространства декартовых коор-

динат к четырехмерному пространству новых координат (к четырехмерным переменным Кустанхаймо–Штифеля [1] или к их модификациям), а также за счет регуляризующего преобразования времени (использования новой независимой переменной вместо времени t) и использования для описания движения дополнительных энергетических переменных: кеплеровской или полной энергии. Четырехмерность нового используемого пространства делает естественным использование четырехмерных гиперкомплексных переменных (кватернионов Гамильтона) для описания движения в таком пространстве и для решения проблемы регуляризации. В настоящее время признано, что кватернионный метод является наиболее эффективным методом регуляризации моделей небесной механики и астродинамики. Приоритет в разработке этого метода принадлежит Челнокову [2–11]. Им разработаны новые кватернионные методы и модели регулярной небесной механики и астродинамики, даны их эффективные приложения к решению актуальных задач оптимального управления орбитальным движением космических аппаратов (совместно с Я.Г. Сапунковым, В.А. Юрко) и инерциальной навигации в космосе [12–19].

В докладе рассматривается применение регулярных кватернионных уравнений орбитального движения КА в четырехмерных KS -переменных, построенные нами на основе уравнений возмущенной пространственной задачи двух тел или пространственной ограниченной задачи трех тел для прогноза и коррекции движения КА. Как показано нами [20] точность численного интегрирования регулярных кватернионных уравнений пространственной ограниченной задачи трех тел (Земля, Луна и КА) на несколько порядков выше точности численного интегрирования ньютоновских уравнений в декартовых координатах: для круговой орбиты – на 2 порядка, для возмущенных эллиптических орбит со средним эксцентриситетом – на 4 порядка, для возмущенной эллиптической орбиты с высоким эксцентриситетом – на 7 порядков. Эти результаты согласуются с известными результатами других исследователей [21].

В докладе излагаются следующие полученные нами результаты:

- 1) формулы, устанавливающие связи вариаций декартовых координат и проекций вектора скорости центра масс КА в инерциальной системе координат с вариациями KS -переменных и их первых производных по новому ("фиктивному") времени τ ;
- 2) вариации KS -переменных и их первых производных для фиксированного времени τ по вариациям этих переменных, кеплеровской энергии и времени τ для начального момента времени $\tau(0) = 0$;

- 3) матрицы изохронных производных от KS -переменных, их первых производных по времени τ и кеплеровской энергии для эллиптического кеплеровского движения КА;
- 4) линеаризованные регулярные кватернионные дифференциальные уравнения возмущенного орбитального движения КА в вариациях KS -переменных и их первых производных по времени τ , а также дифференциальные уравнения в вариациях кеплеровской энергии и реального времени t , обусловленные вариациями начальных условий и вариацией действующего возмущающего ускорения;
- 5) другие регулярные кватернионные дифференциальные уравнения орбитального движения, в которых в качестве независимой переменной используется безразмерное время τ^* , равное половинной обобщенной эксцентрической аномалии. Для невозмущенного эллиптического кеплеровского движения основное дифференциальное кватернионное уравнение орбитального движения КА в регулярных KS -переменных принимает в безразмерном времени τ^* вид уравнений движения четырехмерного одночастотного гармонического осциллятора, частота колебаний которого в этом безразмерном времени равна 1, что является удобным для решения задач прогноза и коррекции орбитального движения КА;
- 6) вариации для KS -переменных и их первых производных в безразмерном времени τ^* .

II. УРАВНЕНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КА В ВАРИАЦИЯХ ПЕРЕМЕННЫХ КУСТААНХЕЙМО–ШТИФЕЛЯ: ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФИКТИВНОГО ВРЕМЕНИ

Построенные нами линеаризованные регулярные кватернионные уравнения возмущенного орбитального движения КА в вариациях δu_j и δs_j ($j=0,1,2,3$) переменных Кустаанхеймо–Штифеля u_j и их первых производных s_j по времени τ , а также уравнения в вариациях δh и δt кеплеровской энергии h и реального времени t , обусловленные вариациями начальных условий и действующего возмущающего ускорения \mathbf{p} имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{d^2(\delta \mathbf{u})}{d\tau^2} - \frac{1}{2}h\delta \mathbf{u} - \frac{1}{2}\delta h \mathbf{u} &= \\ -\frac{1}{2}\delta r \mathbf{i} \circ \mathbf{u} \circ \mathbf{p} - \frac{1}{2}r \mathbf{i} \circ \delta \mathbf{u} \circ \mathbf{p} - \frac{1}{2}r \mathbf{i} \circ \mathbf{u} \circ \delta \mathbf{p}, \\ \frac{d(\delta h)}{d\tau} &= -2\text{scal}\left(\begin{aligned} &(\delta \bar{\mathbf{u}}' \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u} + \bar{\mathbf{u}}' \circ \mathbf{i} \circ \delta \mathbf{u}) \circ \mathbf{p} \\ &+ (\bar{\mathbf{u}}' \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u} + \bar{\mathbf{u}}' \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u}) \circ \delta \mathbf{p} \end{aligned}\right) = \\ &= -2\text{scal}\left(\begin{aligned} &(\delta \bar{\mathbf{s}} \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u} + \bar{\mathbf{s}} \circ \mathbf{i} \circ \delta \mathbf{u}) \circ \mathbf{p} \\ &+ (\bar{\mathbf{s}} \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u} + \bar{\mathbf{s}} \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u}) \circ \delta \mathbf{p} \end{aligned}\right), \\ \frac{d(\delta t)}{d\tau} &= \delta r = 2(u_0\delta u_0 + u_1\delta u_1 + u_2\delta u_2 + u_3\delta u_3). \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= u_0 + u_1\mathbf{i} + u_2\mathbf{j} + u_3\mathbf{k}, \quad \delta \mathbf{u} = \delta u_0 + \delta u_1\mathbf{i} + \delta u_2\mathbf{j} + \delta u_3\mathbf{k}, \\ \mathbf{s} &= s_0 + s_1\mathbf{i} + s_2\mathbf{j} + s_3\mathbf{k} = d\mathbf{u}/d\tau, \quad \delta \mathbf{s} = \delta s_0 + \delta s_1\mathbf{i} + \delta s_2\mathbf{j} + \delta s_3\mathbf{k}, \\ \delta \bar{\mathbf{u}}' &= \delta u_0' - \delta u_1'\mathbf{i} - \delta u_2'\mathbf{j} - \delta u_3'\mathbf{k} = \delta s_0 - \delta s_1\mathbf{i} - \delta s_2\mathbf{j} - \delta s_3\mathbf{k}, \\ h &= \frac{1}{u^2}(2s^2 - fM), \quad r = |\mathbf{r}| = u_0^2 + u_1^2 + u_2^2 + u_3^2; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{p}(t, \mathbf{r}, d\mathbf{r}/dt) &= \mathbf{p}(t, \mathbf{u}, d\mathbf{u}/dt) = \\ \mathbf{p}(t, \mathbf{u}, \mathbf{s}) &= p_1(t, \mathbf{u}, \mathbf{s})\mathbf{i} + p_2(t, \mathbf{u}, \mathbf{s})\mathbf{j} + p_3(t, \mathbf{u}, \mathbf{s})\mathbf{k}, \end{aligned}$$

где r – модуль радиус-вектора \mathbf{r} КА (расстояние от центра масс Земли до КА); f – гравитационная постоянная, M – масса Земли; τ – новая независимая переменная, определяемая дифференциальным уравнением $dt/d\tau = r$; $\delta \mathbf{p}$ – вариация действующего возмущающего ускорения \mathbf{p} , которая обусловлена вариациями переменных t , \mathbf{u} , \mathbf{s} и зависит от конкретного вида действующих возмущений; \mathbf{i} , \mathbf{j} , \mathbf{k} – векторные мнимые единицы Гамильтона; верхний штрих – символ дифференцирования по переменной t .

При отсутствии ускорения \mathbf{p} уравнения возмущенного орбитального движения КА в вариациях принимают вид

$$\begin{aligned} \frac{d^2(\delta \mathbf{u})}{d\tau^2} - \frac{1}{2}h\delta \mathbf{u} - \frac{1}{2}\delta h \mathbf{u} &= 0, \\ \frac{d(\delta h)}{d\tau} = 0, \quad \frac{d(\delta t)}{d\tau} &= \delta r = 2(u_0\delta u_0 + u_1\delta u_1 + u_2\delta u_2 + u_3\delta u_3). \end{aligned}$$

Формулы для вариаций переменных Кустаанхеймо–Штифеля и их первых производных для фиксированного времени τ по вариациям этих переменных δx_k и проекций v_k вектора скорости центра масс КА в инерциальной системе координат с вариациями δu_j и $\delta u_j' = \delta s_j$ ($j=0,1,2,3$) KS -переменных u_j и их первых производных $u_j' = s_j$ по новому времени τ имеют вид

III. СВЯЗИ ВАРИАЦИЙ ДЕКАРТОВЫХ КООРДИНАТ И KS -ПЕРЕМЕННЫХ

Формулы, устанавливающие связи вариаций δx_k и δv_k ($k=1,2,3$) декартовых координат x_k и проекций v_k вектора скорости центра масс КА в инерциальной системе координат с вариациями δu_j и $\delta u_j' = \delta s_j$ ($j=0,1,2,3$) KS -переменных u_j и их первых производных $u_j' = s_j$ по новому времени τ имеют вид

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{r} &= \delta \bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{u} + \bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{i} \circ \delta \mathbf{u} = 2\text{vect}(\bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{i} \circ \delta \mathbf{u}), \\ \delta \mathbf{v} &= -4r^{-2}(\mathbf{u} \cdot \delta \mathbf{u})\bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{s} + 2r^{-1}(\delta \bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{i} \circ \mathbf{s} + \bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{i} \circ \delta \mathbf{s}), \\ \delta \mathbf{r} &= \delta x_1\mathbf{i} + \delta x_2\mathbf{j} + \delta x_3\mathbf{k}, \quad \delta \mathbf{v}_x = \delta v_1\mathbf{i} + \delta v_2\mathbf{j} + \delta v_3\mathbf{k}. \end{aligned}$$

IV. ВАРИАЦИИ KS -ПЕРЕМЕННЫХ В СЛУЧАЕ ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО КЕПЛЕРОВСКОГО ДВИЖЕНИЯ

Вариации KS -переменных и их первых производных для фиксированного времени τ по вариациям этих переменных, кеплеровской энергии h для начального момента времени $\tau(0) = 0$ в случае эллиптического кеплеровского движения имеют (при отсутствии вариации времени τ) вид

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{u}(\tau) &= \cos(k\tau)\delta \mathbf{u}_0 + k^{-1}\sin(k\tau)\delta \mathbf{s}_0 + \\ &+ (1/4\left\{k^{-1}\tau \sin(k\tau)\mathbf{u}_0 + k^{-2}\left[k^{-1}\sin(k\tau) - \tau \cos(k\tau)\right]\mathbf{s}_0\right\})\delta h_0, \\ \delta \mathbf{s}(\tau) &= -k\sin(k\tau)\delta \mathbf{u}_0 + \cos(k\tau)\delta \mathbf{s}_0 + \\ &+ (1/4\left\{k^{-1}\sin(k\tau) + \tau \cos(k\tau)\right\})\mathbf{u}_0 + k^{-1}\tau \sin(k\tau)\mathbf{s}_0\delta h_0, \end{aligned}$$

где $\mathbf{u}_0 = \mathbf{u}(\tau_0) = \mathbf{u}(0)$, $\mathbf{s}_0 = \mathbf{s}(\tau_0) = \mathbf{s}(0)$, частота k определяется формулой

$$k = (-h/2)^{1/2}, \quad h = h(0) = \text{const} < 0.$$

Эти соотношения – решение уравнений орбитального движения КА в вариациях переменных Кустаанхеймо–Штифеля их первых производных для эллиптического кеплеровского движения КА во времени τ . В этом решении постоянные интегрирования определены для начального момента времени $\tau_0 = 0$.

V. МАТРИЦА ИЗОХРОННЫХ ПРОИЗВОДНЫХ

Приведенное в пункте IV решение можно также записать в матричной форме

$$\begin{pmatrix} \delta \mathbf{u}(\tau) \\ \delta \mathbf{s}(\tau) \\ \delta h(\tau) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(k\tau)E & k^{-1} \sin(k\tau)E & a(\tau)\mathbf{u}_0 + b(\tau)\mathbf{s}_0 \\ -k \sin(k\tau)E & \cos(k\tau)E & c(\tau)\mathbf{u}_0 + a(\tau)\mathbf{s}_0 \\ 0_4 & 0_4 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta \mathbf{u}_0 \\ \delta \mathbf{s}_0 \\ \delta h_0 \end{pmatrix},$$

$$a(\tau) = \frac{1}{4k} \tau \sin(k\tau), \quad b(\tau) = \frac{1}{4k^2} \left[\frac{1}{k} \sin(k\tau) - \tau \cos(k\tau) \right],$$

$$c(\tau) = \frac{1}{4} \left[\frac{1}{k} \sin(k\tau) + \tau \cos(k\tau) \right],$$

где \mathbf{u} , \mathbf{s} , $\delta \mathbf{u}_0$, $\delta \mathbf{s}_0$ – четырехмерные векторные столбцы, матричный элемент $0_4 = (0 \ 0 \ 0 \ 0)$, E – трехмерная единичная матрица.

Присутствующая в этом решении квадратная матрица размерами 7×7 – матрица изохронных производных от KS -переменных, их первых производных по времени τ и кеплеровской энергии для эллиптического кеплеровского движения КА, используемая при решении задач коррекции орбитального движения КА с помощью KS -переменных.

VI. УРАВНЕНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КА В ПЕРЕМЕННЫХ КУСТААНХЕЙМО–ШТИФЕЛЯ: ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОЛОВИННОЙ ОБОБЩЕННОЙ ЭКСЦЕНТРИЧЕСКОЙ АНОМАЛИИ

Для решения задач прогноза и коррекции орбитального движения КА нами также используются регулярные кватернионные уравнения орбитального движения, в которых в качестве независимой переменной используется переменная τ^* . Эта переменная равна половине обобщенной эксцентрисческой аномалии и определяется дифференциальным соотношением

$$d\tau^* = (k/r)dt = k d\tau, \quad k = (-h/2)^{1/2}, \quad h < 0.$$

Нами получены различные дифференциальные регулярные кватернионные уравнения орбитального движения КА с использованием независимой переменной τ^* . Одна из полученных форм этих уравнений имеет вид

$$\frac{d^2 \mathbf{u}}{d\tau^{*2}} + \mathbf{u} = -\frac{1}{k} \frac{dk}{d\tau^*} \frac{d\mathbf{u}}{d\tau^*} + \frac{1}{k^2} \frac{r}{k^2} \mathbf{q} = \frac{1}{k} \left(-\frac{dk}{d\tau^*} \frac{d\mathbf{u}}{d\tau^*} + \frac{1}{2} \frac{r}{k} \mathbf{q} \right),$$

$$\frac{dk}{d\tau^*} = -\frac{1}{2k} \text{sgal} \left(\frac{d\bar{\mathbf{u}}}{d\tau^*} \circ \mathbf{q} \right), \quad \frac{dt}{d\tau^*} = \frac{r}{k}, \quad k = \left(-\frac{1}{2} h \right)^{1/2}.$$

Здесь возмущение $\mathbf{q} = -\mathbf{i} \circ \mathbf{u} \circ \mathbf{p}$.

Для невозмущенного эллиптического кеплеровского движения КА кватернион возмущения $\mathbf{q} = 0$ и основное дифференциальное кватернионное уравнение орбитального движения центра масс КА принимает во времени τ^* вид уравнения движения четырехмерного одночастотного гармонического осциллятора

$$\frac{d^2 \mathbf{u}}{d\tau^{*2}} + \mathbf{u} = 0,$$

частота колебаний которого в безразмерном времени τ^* равна 1.

Во времени τ^* эллиптическое кеплеровское движение центра масс КА описывается кватернионными соотношениями

$$\mathbf{u}(\tau^*) = \left(\frac{d\mathbf{u}}{d\tau^*} \right)_0 \sin \tau^* + \mathbf{u}(0) \cos \tau^*,$$

$$\frac{d\mathbf{u}(\tau^*)}{d\tau^*} = \left(\frac{d\mathbf{u}}{d\tau^*} \right)_0 \cos \tau^* - \mathbf{u}(0) \sin(\tau^*),$$

где $\mathbf{u}(0)$ и $\left(\frac{d\mathbf{u}}{d\tau^*} \right)_0$ – значение кватернионов \mathbf{u} и $\frac{d\mathbf{u}}{d\tau^*}$ при $\tau^* = 0$.

Вариации $\delta \mathbf{u}$ и $\delta \mathbf{s}$ для переменных Кустаанхеймо–Штифеля и их первых производных в безразмерном времени τ^* (с учетом вариации $\delta \tau^*$ этого времени) имеют вид

$$\delta \mathbf{u}(\tau^*) = \cos \tau^* \delta \mathbf{u}(0) + \sin \tau^* \delta \mathbf{s}^*(0) - \left[\sin \tau^* \mathbf{u}(0) - \cos \tau^* \delta \mathbf{s}^*(0) \right] \delta \tau^*,$$

$$\delta \mathbf{s}^*(\tau^*) = -\sin \tau^* \delta \mathbf{u}(0) + \cos \tau^* \delta \mathbf{s}^*(0) - \left[\cos \tau^* \mathbf{u}(0) + \sin \tau^* \delta \mathbf{s}^*(0) \right] \delta \tau^*,$$

где $\mathbf{s}^*(\tau^*) = \frac{d\mathbf{u}(\tau^*)}{d\tau^*}$.

Эти вариации формально имеют более простой вид в сравнении с вариациями $\delta \mathbf{u}$ и $\delta \mathbf{s}$ во времени τ , однако следует иметь в виду, что выражение для вариации $\delta \tau^*$ гораздо сложнее выражения для вариации $\delta \tau$, которая в общем случае присутствует в вариациях $\delta \mathbf{u}$ и $\delta \mathbf{s}$ во времени τ .

Полученные уравнения и соотношения позволяют изучать и оценивать влияние изменений начальных условий движения КА и действующих возмущений на изменение текущих характеристик его движения для текущего момента времени, а также позволяют эффективно решать задачи прогноза и коррекции орбитального движения КА, используя описание движения центра масс КА в регулярных KS -переменных и в соответствующих им регулярных кватернионных переменных.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Stiefel, E.L., Scheifele, G., Linear and regular celestial mechanics, Berlin: Springer, 1971. 350 p.
- [2] Chelnokov, Yu.N., On regularization of the equations of the three-dimensional two body problem, Mech. Solids, 1981, vol. 16, no. 6, pp. 1–10.

- [3] Chelnokov, Yu.N., Regular equations of the three-dimensional two body problem, *Mech. Solids*, 1984, vol. 19, no. 1, pp. 1–7.
- [4] Chelnokov, Yu.N., Quaternion regularization and stabilization of perturbed central motion. I, *Mech. Solids*, 1993, vol. 28, no. 1, pp. 16–25.
- [5] Chelnokov, Yu.N., Quaternion regularization and stabilization of perturbed central motion. II, *Mech. Solids*, 1993, vol. 28, no. 2, pp. 1–12.
- [6] Chelnokov, Yu.N., Application of quaternions in the theory of orbital motion of an artificial satellite. I, *Cosmic Research*, 1992, vol. 30, no. 6, pp. 612–621.
- [7] Chelnokov, Yu.N., Application of quaternions in the theory of orbital motion of an artificial satellite. II, *Cosmic Research*, 1993, vol. 31, no. 3, pp. 409–418.
- [8] Chelnokov, Yu.N., *Kvaternionnye modeli i metody dinamiki, navigatsii i upravleniya dvizheniem* (Quaternion Models and Methods of Dynamics, Navigation and Motion Control), Moscow: Fizmatlit, 2011.
- [9] Chelnokov, Yu.N., Quaternion Regularization of the Equations of the Perturbed Spatial Restricted Three-Body Problem: I, *Mech. Solids*, 2017, vol. 52, no. 6, pp. 613–639.
- [10] Chelnokov, Yu.N., Quaternion Regularization of the Equations of the Perturbed Spatial Restricted Three-Body Problem: II, *Mech. Solids*, 2018, vol. 53, Issue 6, pp. 634–651.
- [11] Chelnokov, Y.N. Quaternion methods and models of regular celestial mechanics and astrodynamics, *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*, 2022, vol. 43, no. 1, pp. 21–80. <https://doi.org/10.1007/s10483-021-2797-9>
- [12] Sapunkov, Ya.G., and Chelnokov, Yu.N., Design of optimum control strategies and trajectories of a Spacecraft with the regular quaternion equations of the two body problem, *Cosmic Research*, 1996, vol. 34, no. 2, pp. 137–145.
- [13] Chelnokov, Yu.N., and Yurko, V.A., Quaternion construction of optimum managements and trajectories of movement of a space vehicle in the newtonian gravitational field, *Mech. Solids*, 1996, vol. 33, no. 6, pp. 1–12.
- [14] Chelnokov, Yu.N., Analysis of optimal motion control for a material points in a central field with application of quaternions, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2007, vol. 46, no 5, pp. 688–713.
- [15] Sapunkov, Ya.G., and Chelnokov, Yu.N., Construction of optimum controls and trajectories of motion of the center of masses of a spacecraft equipped with the solar sail and low thrust engine, using quaternions and Kustaanheimo–Stiefel variables, *Cosmic Research*, 2014, vol. 52, no. 6, pp. 450–460.
- [16] Sapunkov, Y.G., Chelnokov, Y.N. Solution of the Problem of Optimal Spacecraft Launching into Orbit Using Reactive Acceleration and Solar Sail in Kustaanheimo–Stiefel Variables, *Cosmic Research*, 2021, vol. 59, no. 4, pp. 280–290. DOI: 10.1134/S0010952521040055
- [17] Chelnokov, Y.N., Inertial Navigation in Space Using Quaternion Regular Equations of Astrodynamics, 25th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2018, pp. 209–212.
- [18] Chelnokov, Yu.N., Inertial Navigation in Space Using the Regular Quaternion Equations of Astrodynamics, *Mechanics of Solids*, 2019, vol. 54, issue. 2, pp. 157–168.
- [19] Chelnokov Yu.N. Quaternion Regular Equations and Algorithms of Space Inertial Navigation, 26th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, CSRI Elektropribor 2019, pp. 303–306
- [20] Chelnokov, Y.N., Loginov, M.Y. New quaternion models of space-flight regular mechanics and their applications in the problems of motion prediction for cosmic bodies and in inertial navigation in space, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2021, 2021, 9470806.
- [21] Bordovitsyna, T.V., *Sovremennyye chislennyye metody v zadachakh nebesnoi mekhaniki* (Modern Numerical Methods in the Problems of Celestial Mechanics), Moscow: Nauka, 1984.

Общая теория функционально-градиентных балочных резонаторов НЭМС/МЭМС, находящихся в температурном поле

И.В. Папкова
Саратовский
государственный
технический университет
имени Ю.А. Гагарина,
Саратов
ikravzova@mail.ru

Т.В. Яковлева
Саратовский государствен-
ный технический универси-
тет имени Ю.А. Гагарина,
Саратов
yan-tan1987@mail.ru

А.В. Крысько
Саратовский государствен-
ный технический универси-
тет имени Ю.А. Гагарина,
Саратов
anton.krysko@gmail.com

В.А. Крысько
Саратовский
государственный
технический университет
имени Ю.А. Гагарина,
Саратов
tak@sun.ru

Аннотация—В работе построена новая математическая модель балочных МЭМС/НЭМС резонаторов, находящихся в температурном поле из пористого функционально-градиентного материала (PFGM) с учетом упруго-пластических свойств материала и геометрической нелинейности. В мировой литературе таких математических моделей нет. Создан оригинальный вычислительный метод для анализа балочных резонаторов. Приводятся численные примеры.

Ключевые слова—NEMS, МЭМС, математическая модель, нанобалка, градиентная теория упругости, упруго-пластические деформации, геометрическая нелинейность, метод установления.

I. ВВЕДЕНИЕ

Микро- и наноразмерные балочные резонаторы широко используются в различных микро- и нанозлектромеханических системах (датчики колебаний, микроприводы, микропереключатели). Зависимость упругого поведения от размеров тела в микронном масштабе экспериментально наблюдалась в разных веществах (металлах и сплавах, полимерах, кристаллах). Балочные резонаторы из пористых функционально-градиентных материалов находят широкое применение во многих отраслях приборостроения благодаря своим уникальным свойствам легкости и прочности. Обзор литературы [1–9] показывает, что до настоящего времени не построена теория пористых функционально градиентных материалов с учетом упруго-пластических свойств этих материалов и зависимости свойств материалов от температуры [10–12]. Это необходимо сделать, чтобы учесть наиболее полно истинную работу микро- и наноразмерных балочных резонаторов. В работе построена общая теория анализа статики и динамики функционально-градиентных микро- и наноразмерных балочных резонаторов, находящихся в температурном поле, а также теория, позволяющая анализировать коррозионный износ.

Механизмы, основанные на построение новых адекватных математических моделей, применении методов нелинейной динамики, современного программного обеспечения демонстрируют большие возможности для моделирования нанодатчиков с высокой чувствительностью.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Объектом исследования является прямоугольная в плане балка, занимающая в пространстве R^3 :

$$\Omega = \left\{ 0 \leq x \leq a; -\frac{b}{2} \leq y \leq \frac{b}{2}; -\frac{h}{2} \leq z \leq \frac{h}{2} \right\}.$$

Декартова система координат привязана к срединной поверхности балки (рис. 2). Используются следующие гипотезы: материал балки упругий, но неоднородный и его свойства зависят не только от напряженно-деформируемого состояния, но и от температуры; на температурное поле никаких ограничений не накладывается и оно определяется из решения трехмерного уравнения теплопроводности; геометрическая нелинейность вводится по модели Теодора фон Кармана; наноэффекты учитываются на базе градиентной теории упругости, из которой как частный случай вытекает модифицированная моментная теория упругости; принята кинематическая модель Эйлера–Бернулли. Пусть u – перемещения балки в направлении x , w – прогиб. Разрешающие уравнения движения балки, граничные и начальные условия получим из вариационного принципа Остроградского – Гамильтона:

$$\int_{t_0}^{t_1} (\delta K - \delta \Pi + \delta' W) dt = 0. \quad (1)$$

Здесь K , Π – кинетическая и потенциальная энергия соответственно, $\delta' W$ – работа внешних сил. В классической теории упругости работа деформации и энергия деформации зависят от тензора напряжений и не зависят от вектора вращения вследствие материальной независимости. Однако градиент вектора вращения может представлять собой существенный фактор в уравнениях состояния.

Для микро-/нанобалок Лам и соавт. [13] представили модифицированную теорию градиента деформации, включающую дополнительное уравнение равновесия помимо классических уравнений равновесия, а также дополнительные тензоры, а именно тензор градиента симметричного вращения, тензор градиента дилатации и тензор градиента растяжения девиатора помимо классического тензора деформации. Поэтому для характеристики этих тензоров введены три независимых параметра шкалы длины материала в дополнение к двум классическим материальным константам. Потенциальная энергия Π в упругом теле при бесконечно малых деформациях записывается в виде

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_{\Omega} (\sigma_{ij} \varepsilon_{ij} + m_{ij} \chi_{ij} + p_i \gamma_i + \tau_{ijk} \eta_{ijk}) d\Omega, \quad (2)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} (u_{i,j} + u_{j,i}), \quad \gamma_i = \varepsilon_{mm,i}, \quad \eta_{ijk} = \frac{1}{3} (\varepsilon_{jk,i} + \varepsilon_{kj,i} + \varepsilon_{ij,k}) - \frac{1}{15} \delta_{ij} (\varepsilon_{mm,k} + 2\varepsilon_{mk,m}) - \frac{1}{15} [\delta_{jk} (\varepsilon_{mm,i} + 2\varepsilon_{mi,m}) + \delta_{ki} (\varepsilon_{mj,m})].$$

Компоненты симметричного тензора градиента кривизны χ_{ij} для псевдосреды Коссера $\chi_{ij} = \frac{1}{2}(\theta_{i,j} + \theta_{j,i})$,

$\theta_i = \frac{1}{2}(\text{curl}(u))_i$, где u_i обозначает компоненты вектора смещения u и θ_i – бесконечно малый вектор вращения θ . Символ δ представляет дельта функцию Кронекера; $\sigma_{ij} = \lambda \text{tr}(\varepsilon)\delta_{ij} + 2\mu\varepsilon_{ij} - (3\lambda + 2\mu)\alpha\Delta T\delta_{ij}$ – классические напряжения, $p_i = 2\mu_0^2\gamma_i$, $\tau_{ijk} = 2\mu_1^2\eta_{ijk}$, $m_{ij} = 2\mu_2^2\chi_{ij}$ – напряжения высшего порядка; ΔT – приращение температуры, α – коэффициент линейного расширения, который зависит от координат балки.

Кинетическая энергия системы:

$$K = \frac{1}{2}\rho \int_{\Omega} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 \right] d\Omega \quad (3)$$

Работа внешних сил:

$$W = \int_0^a \left[\varepsilon \left(u \frac{\partial u}{\partial t} + w \frac{\partial w}{\partial t} \right) + q(x,t)w \right] dx, \quad (4)$$

где ε – коэффициент диссипации, ρ – плотность материала балки, $q(x,t)$ – внешняя нормальная нагрузка.

В основу вывода основных уравнений положена деформационная теории пластичности. Согласно методу переменных параметров упругости Биргера И.А. [14], модуль упругости $E(x, z, t, e_i, T)$, коэффициент Пуассона $\nu(x, z, t, e_i, T)$, модуль сдвига $G(x, z, t, e_i, T)$ и коэффициент объемной деформацией $K(x, z, t, e_i, T)$ вычисляются по формулам [14]:

$$E = \frac{9KG}{3K+G}, \quad \nu = \frac{1}{2} \frac{3K-2G}{3K+G}. \quad (5)$$

В теории малых упруго-пластических деформаций модуль сдвига определяется по формуле

$$G = \frac{1}{3} \frac{\sigma_i(e_i)}{e_i}, \quad (6)$$

где σ_i – интенсивность напряжения, а e_i – интенсивность деформаций

$$e_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \left(e_{xx}^2 + e_{zz}^2 + (e_{xx} - e_{zz})^2 \right)^{1/2}. \quad (7)$$

Обычно для балочных структур $e_{zz} = 0$, но в соотношении (7) она входит наравне с e_{xx} , и ее определяем из условия плоского напряженного состояния

$$e_{zz} = -\frac{\nu}{1-\nu} e_{xx}. \quad (8)$$

Согласно функционально-градиентной теории и методу переменных параметров упругости, считаем, что модуль упругости керамики и алюминия записываются в следующем виде:

$$E = (E_C - E_{Al}) \left(0.5 + \frac{z}{h} \right)^k + E_{Al} - (E_C - E_{Al}) \frac{\Gamma}{2}, \quad (9)$$

$$\nu = (\nu_C - \nu_{Al}) \left(0.5 + \frac{z}{h} \right)^k + \nu_{Al} - (\nu_C - \nu_{Al}) \frac{\Gamma}{2}, \quad (10)$$

где $E_{Al}(x, z, t, e_i, T)$ и $\nu_{Al}(x, z, t, e_i, T)$ – модуль упругости и коэффициент Пуассона для чистого алюминия, E_C и ν_C – модуль упругости и коэффициент Пуассона керамики, которые для построения считаем постоянными, т.е. $E = E(x, z, t, e_i, T)$ и $\nu = \nu(x, z, t, e_i, T)$ в (9) и (10). Также считаем $K = K_0$.

Для чистого алюминия используется связь $\sigma_i(e_i)$:

$$\sigma_i(e_i) = \sigma_s \left(1 - \exp\left(-\frac{e_i}{e_s}\right) \right).$$

Процесс нагружения и разгрузки элемента приведен на рис. 1 [15] и осуществляется итерационная процедура на каждом шаге во времени для динамической задачи и нагрузке.

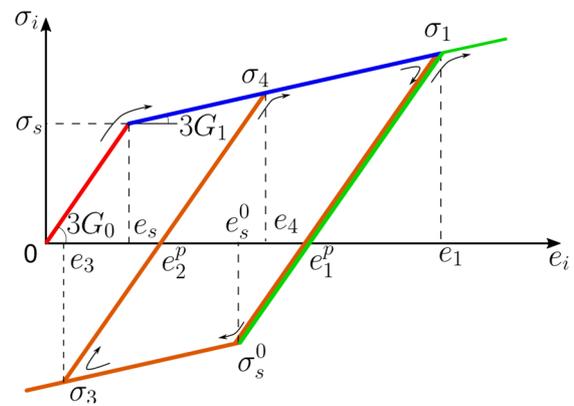


Рис. 1. Графическая зависимость $\sigma_i(e_i)$

Системы уравнений в частных производных решены как системы с почти бесконечным числом степеней свободы разными по своей структуре методами (вариационными методами, конечно-разностными методами 2-го, 4-го порядка точности, конечными разностями, конечного элемента, а задача Коши также решается разными методами: Ньюмарка, Рунге-Кутты от 4-го до 6-го порядка, методом продолжения по параметру). Исследуется сходимость этих методов для получения достоверных результатов. Такая постановка и разработанный комплекс программ позволят получить достоверные результаты, наиболее близко отражающие реальную работу прибора.

III. ЧИСЛЕННЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ

Исследовалась статика жестко заземленной балки, выполненной из функционально-градиентного материала с однородной пористостью при комнатной температуре.

Граничные условия:

$$w(0) = u(0) = w(a) = u(a) = 0, \\ \frac{\partial w(0)}{\partial x} = \frac{\partial u(0)}{\partial x} = \frac{\partial w(a)}{\partial x} = \frac{\partial u(a)}{\partial x} = 0.$$

Начальные условия – нулевые.

Использовались следующие геометрические и физические параметры: отношение длины a к толщине h равно $\lambda = \frac{a}{h} = 50$, коэффициент объемной деформацией $K = 1.94G_0$, $G_0 = 0.3483 \cdot 10^{-6}$ бар, деформация текучести $e_s = 0.98 \cdot 10^{-3}$, модуль упругости керамики $E_c = 35,5 \cdot 10^4$ МПа, коэффициент Пуассона керамики $\nu_c = 0.27$, E_0 и ν_0 – упругий модуль упругости и коэффициент Пуассона алюминия соответственно.

На рис. 2 представлены зависимости $\bar{q}_0(\bar{w})$, где $\bar{q}_0 = \frac{q_0 a^4}{E_c h^4}$, полученные методом установления [16]. Коэффициент диссипации $\varepsilon = 3$. Результаты показывают, что при увеличении размерно-зависимого параметра γ несущая способность балки увеличивается, например, при нагрузке $\bar{q}_0 = 50$, прогиб при $\gamma = 0$ равен $\bar{w} = 0.82359$; при $\gamma = 0.1$ – $\bar{w} = 0.79337$; при $\gamma = 0.3$ – $\bar{w} = 0.58467$; при $\gamma = 0.5$ – $\bar{w} = 0.34875$. Табл. 2 и 3 показывают, что зоны пластичности в зависимости от размерно-зависимого параметра уменьшаются. Зоны пластичности с увеличением нагрузки распространяются от угловых точек, далее распространяются на середину балки. При увеличении размерно-зависимого параметра зоны пластических деформаций уменьшаются.

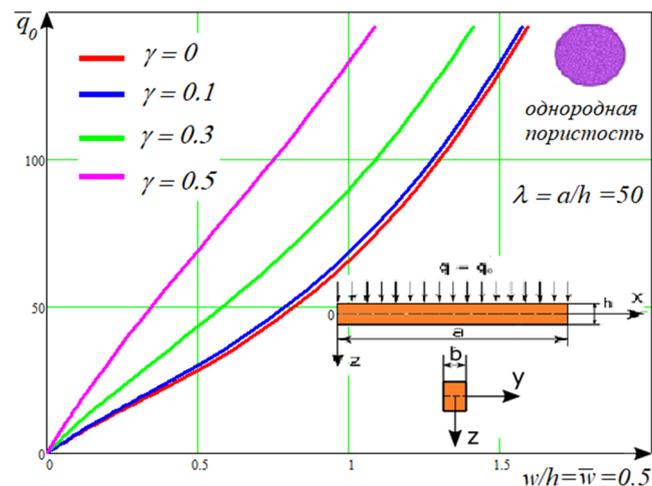


Рис. 2. Зависимость $\bar{q}_0(\bar{w})$ для нанопараметра γ

ТАБЛИЦА 1. УПРУГОПЛАСТИЧЕСКИЕ ДЕФОРМАЦИИ БАЛКИ

$$x \in [0; a], \quad z \in [-h/2; h/2], \quad \lambda = 50$$

материал,	γ	$q = 60$		$q = 100$	
ФГМ	$\gamma = 0$	[Image of plastic zones for q=60, gamma=0]		[Image of plastic zones for q=100, gamma=0]	
	$\gamma = 0.1$	[Image of plastic zones for q=60, gamma=0.1]		[Image of plastic zones for q=100, gamma=0.1]	
	$\gamma = 0.3$	[Image of plastic zones for q=60, gamma=0.3]		[Image of plastic zones for q=100, gamma=0.3]	
	$\gamma = 0.5$	[Image of plastic zones for q=60, gamma=0.5]		[Image of plastic zones for q=100, gamma=0.5]	

ТАБЛИЦА 2. УПРУГОПЛАСТИЧЕСКИЕ ДЕФОРМАЦИИ БАЛКИ $\lambda = 50$ (%)

Материал	γ	$q = 60$	$q = 100$
ФГМ	$\gamma = 0$	28%	62%
	$\gamma = 0.1$	25.5%	62%
	$\gamma = 0.3$	18.8%	55.8%
	$\gamma = 0.5$	4.2%	27%

Выводы

1. Построена общая теория статики и динамики НЭМС/МЭМС-резонаторов с учетом упруго-пластических деформаций и геометрической нелинейности.
2. Выявлено, что учет размерно-зависимого параметра γ существенно влияет на напряженно-деформируемое состояние НЭМС/МЭМС резонаторов и его учет приводит к уменьшению зон пластичности, что позволяет увеличить срок безопасной работы прибора.

Работа проведена при поддержке РФФ №22-11-00160.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Mergen, H., Ghayesh Nonlinear vibration analysis of axially functionally graded shear-deformable tapered beams, Applied Mathematical Modelling, 2018, 59, 583–596.
- [2] Ye Tang, Xiaofei Lv, Tianzhi Yang, Bi-directional functionally graded beams: asymmetric modes and nonlinear free vibration, Composites, Part B: Engineering, 2019, 156, 319–331.
- [3] Saeid Sahmani, Babak Safaei, Nonlinear free vibrations of bi-directional functionally graded micro/nanobeams including nonlocal stress and microstructural strain gradient size effects, Thin-Walled Structures, 2019, vol. 140, pp. 342–356.
- [4] Fengxia Hou, Shengbin Wu, Zohre Moradi, Navvab Shafei, The computational modeling for the static analysis of axially functionally graded micro-cylindrical imperfect beam applying the computer simulation, Engineering with Computers <https://doi.org/10.1007/s00366-021-01456-x>.
- [5] Saeid Sahmani, Babak Safaei, Nonlocal strain gradient nonlinear resonance of bi-directional functionally graded composite micro/nano-beams under periodic soft excitation, Thin-Walled Structures, 2019, vol. 143, 106226.
- [6] Saeid Sahmani, Babak Safaei, Influence of homogenization models on size-dependent nonlinear bending and postbuckling of bi-directional functionally graded micro/nano-beams, Applied Mathematical Modelling, 2020, vol. 82, pp. 336–358.
- [7] Saeid Sahmani, Mohammad Mohammadi Aghdam, Timon Rabczuk, Nonlinear bending of functionally graded porous micro/nano-beams reinforced with graphene platelets based upon nonlocal strain gradient theory, Composite Structures, 2018, vol. 186, pp. 68–78.
- [8] Ye Tang, Qian Ding, Nonlinear vibration analysis of a bi-directional functionally graded beam under hygro-thermal loads, Composite Structures, 2019, vol. 225, 111076.
- [9] Mitao Song, Yuhao Gong, Jie Yang, Weidong Zhu, Sritawat Kiti-pornchai, Nonlinear free vibration of cracked functionally graded graphene platelet-reinforced nanocomposite beams in thermal environments, Journal of Sound and Vibration, 2020, vol. 468, 115115.
- [10] Awrejcewicz, J., Krysko, A.V., Zhigalov, M.V., Krysko, V.A., Thermoelastic vibrations of timoshenko microbeams (modified couple stress theory), Advanced Structured Materials, 2021, 142, pp. 295–332.
- [11] Awrejcewicz, J., Krysko, A.V., Zhigalov, M.V., Krysko, V.A., Vibrations of size-dependent beams under topologic optimization and temperature field, Advanced Structured Materials, 2021, 142, pp. 333–402.
- [12] Papkova, I.V., Krysko, A.V., Krysko, V.A., Theory and Methods for Studying the Nonlinear Dynamics of a Beam-Plate Nano Resonator Taking into Account the Temperature and Strain Fields Connection in Additive Color Noise, 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Proceedings, 2020, 9133824.
- [13] Lam, D.C.C., Yang, F., Chong, A.C.M., Wang, J., Tong, P., Experiments and theory in strain gradient elasticity, J. Mech Phys Solids. 2003, 51:1477–508.

- [14] Биргер И.А. Некоторые общие методы решения задач теории пластичности // ПММ. 1961. 15. 6.
- [15] Krysko, A.V., Awrejcewicz, J., Papkova, I.V., Krysko, V.A., Stability Improvement of Flexible Shallow Shells Using Neutron Radiation, *Materials*, 2020, vol. 13(14), 3187.
- [16] Krysko, A.V., Awrejcewicz, J., Komarov, S.A., Nonlinear deformations of spherical panels subjected to transversal load action, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2005, 194 (27–29), 3108–3126.

Уточнение модели вибрационной погрешности волнового твердотельного гироскопа

Р.В. Ермаков
Саратовский
государственный
технический
университет имени
Ю.А. Гагарина
Саратов, Россия
roma-ermakov@yandex.ru

Д.В. Кондратов
Саратовский
государственный
технический
университет имени
Ю.А. Гагарина,
Институт проблем
точной механики и
управления (ИПТМУ РАН)
Саратов, Россия
kondratovdv@yandex.ru

А.А. Львов
Саратовский
государственный
технический
университет имени
Ю.А. Гагарина
Саратов, Россия
alvova@mail.ru

Д.Ю. Лившиц
Саратовский
государственный
технический
университет имени
Ю.А. Гагарина
Саратов, Россия
d.livshits@kbrpa.ru

Аннотация—Рассматривается постановка задачи работы волнового твердотельного гироскопа при воздействии на корпус прибора переносного виброускорения в неосесимметричной постановке. Учет неосесимметричности необходим, так как является основным источником вибрационной погрешности. Задача рассматривается в трехмерной постановке, что позволяет более детально проанализировать эффекты, вызванные воздействием вибрации в различных плоскостях.

Ключевые слова—волновой твердотельный гироскоп, вибрация, погрешность, общая модель погрешности.

I. ВВЕДЕНИЕ

Появившиеся еще в 60-е годы XX века экспериментальные разработки по созданию волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) до настоящего времени все еще вызывают существенный научный и практический интерес [1, 2]. Так, например, до сих пор не существует устоявшейся, общепринятой модели погрешности [3–6]. Ранее уже была произведена попытка построить адекватную модель погрешности ВТГ.

Основным принципом работы волнового твердотельного гироскопа является использование инерционных свойств стоячей волны, возбуждаемой в упругой осесимметричной оболочке (резонаторе).

Интерес к волновому твердотельному гироскопу вызван сочетанием сравнительной простоты конструкции, небольших габаритов и энергопотребления, потенциальной высокой точности.

В литературе традиционно выделяют следующие достоинства ВТГ:

- высокая точность при несколько меньших размерах, чем у традиционных гироскопов с вращающимся макротелом, волоконно-оптических, лазерных и иных типов гироскопов;
- достаточно широкий динамический диапазон измерений;
- малая чувствительность к линейным перегрузкам;
- устойчивость к ударным механическим воздействиям и радиационному излучению;
- слабое влияние температуры на точность;
- малое энергопотребление;

- высокая надежность, в том числе возможность работы после кратковременных перерывов электропитания;
- относительно малое время готовности.

Однако волновому твердотельному гироскопу также присущ ряд недостатков, таких как:

- снижение добротности резонатора из-за металлизации внешней и внутренней поверхностей;
- возможные утечки электрических токов, которые приводят к возникновению дополнительных составляющих ухода гироскопа;
- относительно малая величина рабочих зазоров между поверхностями верхнего основания, резонатора и нижнего основания значительно осложняет конструкционные особенности системы для поддержания высокого вакуума в приборе;
- высокие требования к точности изготовления резонатора и качеству материала, что обусловлено чувствительностью несбалансированного волнового твердотельного гироскопа к вибрации.

В современной литературе присутствуют исследования, касающиеся волновых твердотельных гироскопов, но таких публикаций не очень много. Следует заметить, что часть исследователей рассматривают механизм возбуждения волновых эффектов в резонаторе [8–10]. Другие авторы в своих публикациях рассматривают вопросы технического извлечения информации с резонатора [11, 12]. В то же время публикаций касающиеся общей модели погрешности волнового твердотельного гироскопа относительно немного. На практике требуется построение такой модели погрешности, в которой учитывалось влияние различных внешних воздействий, в частности вибрации.

В литературе, как правило, даются качественные оценки погрешности волнового твердотельного гироскопа при воздействии на него вибрации. Для получения качественных оценок большинство авторов рассматривают двумерную (плоскую) модель резонатора волнового твердотельного гироскопа в виде упругого кольца. В то же время остается открытым вопрос построения модели погрешности волнового твердотельного гироскопа с точки зрения учета влияния внешнего источника вибрации.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Как и ранее в [13], рассмотрим модель сферического резонатора, представленного на рис. 1

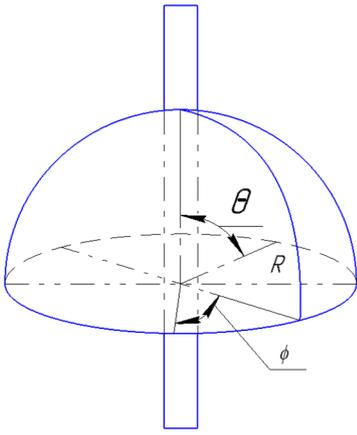


Рис. 1. Система координат в сферическом резонаторе

Ранее в [13] был определен коэффициент прецессии стоячей волны в резонаторе с учетом вибрации основания, который может быть представлен в виде

$$BF = \frac{\int_0^{\theta_0} V (U \cos \theta + W \sin \theta) \sin \theta d\theta}{\int_0^{\theta_0} (U^2 + V^2 + W^2) \sin \theta d\theta},$$

$$U = U_0(\omega_0) + U_1, \quad V = V_0(\omega_0) + V_1, \quad W = W_0(\omega_0) + W_1,$$

где U, V, W – выражения для сферической оболочки являются функциями от частоты вибрации основания ω_0 , $U_0(\omega_0), V_0(\omega_0), W_0(\omega_0)$ – функции, определяющие влияние переносного виброускорения, U_1, V_1, W_1 – функции определяющие поведение стоячей волны без учета вибрации основания.

Для изучения волновых явлений в ВТГ необходимо знать зависимость коэффициента прецессии (2) от неопределенностей, вызванных погрешностью вибрации прибора. Поэтому включение выражения для погрешности, вызванной вибрационной ошибкой, в общую модель ошибки является обязательным. Переход к системе уравнений, определяющих эту зависимость, можно осуществить путем применения стандартной процедуры обезразмеривания переменных, входящих в (1) и (2), когда для нормирования используется предполагаемой длина волны. Решением таких уравнений должно являться солитоноподобное решение.

На основе системного подхода, принятого для исследования погрешностей высокоточных измерителей угловой скорости и ускорения [14–17], получена общая модель погрешностей ВРГ, которую можно представить в виде

$$\Delta\alpha(\alpha, t) = \Delta\alpha_s(\alpha) + \Delta\alpha_l(\alpha, t),$$

$$\Delta\alpha_s(\alpha) = \Delta\alpha_s^E(\alpha) + \Delta\alpha_s^D(\alpha) + \Delta\alpha_s^d(\alpha),$$

$$\Delta\alpha_l(\alpha, t) = \Delta\alpha_l^E(\alpha) + \Delta\alpha_l^d(\alpha) +$$

$$+ \Delta\alpha_l^B(\alpha, t) + \Delta\alpha_l^A(\alpha, t) + \Delta\alpha_l^T(\alpha, t) + \Delta\alpha_l^G(\alpha, t) - \Delta\hat{\alpha}(\alpha),$$

где $\Delta\alpha_s$ – погрешности, возникающие на этапе производства сферического резонатора (ошибка системы), $\Delta\alpha_l$ – погрешности, возникающие после установки резонатора (в том числе при эксплуатации), $\Delta\alpha_s^E$ – погрешность, возникающая вследствие эксцентриситета

сферы резонатора на этапе производства, $\Delta\alpha_s^d$ – погрешность, возникающая вследствие неоднородности материала сферического резонатора на этапе производства, $\Delta\alpha_s^D$ – ошибки, связанные с погрешностью производства и градуировки устройств съема информации со сферического резонатора, $\Delta\alpha_l^E$ – погрешность, возникающая вследствие эксцентриситета сферического резонатора после установки, $\Delta\alpha_l^d$ – погрешность, возникающая вследствие деформаций и повреждений после установки, $\Delta\alpha_l^B$ – погрешность, возникающая из-за внешней вибрации, $\Delta\alpha_l^T$ – температурные погрешности, $\Delta\alpha_l^A$ – погрешности, связанные с алгоритмами обработки информации, $\Delta\alpha_l^G$ – погрешность средств проверки, $\Delta\hat{\alpha}$ – оценка постоянной составляющей погрешностей волнового твердотельного гироскопа, полученная на этапе калибровки.

Представленная модель погрешности рассмотрена с точки зрения производства волнового твердотельного гироскопа. Предполагается, что все погрешности, связанные с производством, установкой и эксплуатацией учтены в данной модели. Безусловно, требуются дальнейшие исследования каждого компонента общей модели погрешности для получения точностных оценок влияния каждого компонента представленной модели на интегральную точность прибора.

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основным результатом работы является разработанная математическая модель волнового твердотельного гироскопа, с полусферическим резонатором, которая может быть положена в основу проверки соответствия той или иной модели ВТГ данного типа экспериментальным данным. Кроме того, названная модель позволяет оценить влияние вибраций на показания измерительного прибора на базе ВТГ на этапе его проектирования и разработки, используя информацию об уровне вибраций на целевом объекте, где этот прибор будет эксплуатироваться.

В статье рассмотрены основные идеи построения модели вибрационной погрешности для ВТГ. Основным результатом работы является полученная модель полной ошибки (1)–(3), учитывающая основной источник неопределенностей, а именно вибрационную ошибку. Следует отметить, что каждая составляющая модели общей ошибки требует дополнительных теоретических и экспериментальных исследований.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ермаков Р.В., Калихман Л.Я., Калихман Д.М., Полушкин А.В., Садомцев Ю.В., Нахов С.Ф. Возможность построения миниатюрных блоков измерителей угловых скоростей повышенной надежности для космических объектов на базе поплавокных ДУС с использованием современной элементной базы // 14 Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2007. С. 29–37.
- [2] Ермаков Р.В., Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Садомцев Ю.В., Полушкин А.В., Нахов С.Ф., Чеботаревский В.Ю. Применение микропроцессоров в схемотехнических решениях прецизионных кварцевых маятниковых акселерометров // Юбилейная XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2008. С. 173–176.

- [3] Журавлёв В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985.
- [4] Матвеев В.А., Лунин Б.С., Басараб М.А. Навигационные системы на волновых твердотельных гироскопах. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 240 с.
- [5] Лунин Б.С., Матвеев В.А., Басараб М.А. Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология. М.: Радиотехника, 2014. 176 с.
- [6] Требухов А.В., Бахонин К.А., Редькин С.П., Некрасов А.В. Разработка БИНС на основе твердотельного волнового гироскопа // Материалы конференции «Навигация, гидрография и океанография – 2011». Санкт-Петербург, 2011.
- [7] Lynch, D.D., Hemispherical resonator gyro, IEEE Trans. Aerosp. Electron. System, 1984, no. 17, pp. 432–433.
- [8] Vibration-included drift in the hemispherical resonator gyro, Proc. of the Annual Meeting of the Institute of Navigation, 23–25 June, 1987, Dayton, Ohio, pp. 34–37.
- [9] Меркурьев И.В., Подалков В.В. Динамика микромеханического и волнового твердотельного гироскопов. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 228 с.
- [10] Мартыненко Ю.Г., Меркурьев И.В., Подалков В.В. Управление нелинейными колебаниями вибрационного кольцевого микрогироскопа // Изв. РАН. МТТ. 2008. №3. С. 77–89.
- [11] Ермаков Р.В., Кондратов Д.В., Львов А.А., Скрипаль Е.Н. Особенности применения микромеханических инерциальных датчиков при эксплуатации на летательных аппаратах вертолётного типа // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2017. Т. 2. С.122–124.
- [12] Ермаков Р.В., Попов А.Н., Скрипаль Е.Н., Калихман Д.М., Кондратов Д.В., Львов А.А. Методы и результаты испытаний инерциальных датчиков, предназначенных для эксплуатации на летательных аппаратах вертолётного типа // XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2017. С. 244–248.
- [13] Ермаков Р.В., Скрипаль Е.Н., Кондратов Д.В., Серанова А.А., Львов А.А., Гудевич Д.Е. Построение модели вибрационной погрешности волнового твердотельного гироскопа // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. 2018. С. 195–197.
- [14] Ермаков Р.В., Калихман Д.М., Кондратов Д.В., Львов А.А. Исследование законов распределения погрешностей датчиков, входящих в состав стендов для задания угловых скоростей // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2016. №3. С. 9–16.
- [15] Ермаков Р.В., Львов А.А. Анализ погрешностей углоизмерительного стенда на основе оптического бесконтактного датчика угла // Проблемы управления, обработки и передачи информации. Сборник трудов IV Международной научной конференции: в 2-х томах. 2015. С. 116–123.
- [16] Северов А.А., Львов А.А. Алгоритм оценки параметров математических моделей линейных и нелинейных систем // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2009. Т.4. №2 (43). С. 77–81.
- [17] Ермаков Р.В., Серанова А.А., Львов А.А., Калихман Д.М. Метод оценивания угловой скорости прецизионного поворотного стенда // Прикаспийский журнал: управление и высокие технологии. 2019. №4 (48). С. 144–164.

Машинное обучение с подкреплением для задач оптимального и адаптивного оценивания в навигационных приложениях

О.С. Амосов

Лаборатория интеллектуальных систем управления
и моделирования,
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН
Москва, Россия
osa18@yandex.ru

С.Г. Амосова

Лаборатория киберфизических систем,
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН
Москва, Россия
amosovag@yandex.ru

Аннотация—Даны постановка и решение нелинейной задачи оценивания с минимизацией среднеквадратического критерия на основе настраиваемых алгоритмов как в рамках байесовского подхода с использованием обучающего множества для обучения с учителем в режиме off-line, так и в рамках метода наименьших квадратов при наличии уравнения измерений для обучения с подкреплением в режиме online. Рассмотрен иллюстрирующий пример.

Ключевые слова—оптимальное и адаптивное оценивание, навигация, машинное обучение, обучение с подкреплением, нейронная сеть.

I. ВВЕДЕНИЕ

Оптимальные и адаптивные алгоритмы фильтрации широко используются для обработки навигационных данных. Существует два классических подхода к решению задач нелинейного оценивания состояния [1–4]. Один из них, байесовский подход, пытается минимизировать дисперсию ошибки оценки состояния, тогда как другой, небайесовский подход, сформулирован как нелинейная задача оценки методом наименьших квадратов (МНК), сводящая к минимуму погрешность между измеренным выходом системы и прогнозируемым выходом системы. Допущения, сделанные в отношении статистических данных для методов, различны. Результирующие фильтры состояний известны как фильтры минимальной дисперсии и наименьших квадратов.

Новые подходы для оценивания могут основываться на машинном обучении не только в режиме offline, но и online. Это открывает дополнительные возможности для построения адаптивных алгоритмов оценивания процессов. При создании нейросетевых алгоритмов оценивания в рамках байесовского подхода используется обучение с учителем. Для их адаптации в режиме online используется в рамках метода наименьших квадратов обучение с подкреплением.

Таким образом, целью настоящей статьи является описание нейросетевого способа адаптации алгоритмов оценивания стохастических процессов применительно к задачам обработки навигационной информации.

II. ПОСТАНОВКА И РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

A. Постановка нелинейной задачи оценивания

Схема оценивания представлена на рис. 1. Задачу оценивания вектора \mathbf{x}_i на основе измерений \mathbf{Y}_i сведем к более простой задаче оценивания одного вектора \mathbf{x} по измеренным значениям другого вектора \mathbf{y} . Для этого

достаточно предположить, что в качестве фигурирующих здесь векторов \mathbf{x} и \mathbf{y} выступают соответственно \mathbf{x}_i и \mathbf{Y}_i : $\mathbf{x} \equiv \mathbf{x}_i$, $\mathbf{y} \equiv \mathbf{Y}_i = [\mathbf{y}_1^T, \dots, \mathbf{y}_{i-1}^T, \mathbf{y}_i^T]^T$.



Рис. 1. Задача оценивания

Постановка задачи оценивания. Необходимо оценить n -мерный вектор $\mathbf{x} = [x_1 \dots x_n]^T$ по m -мерным измерениям $\mathbf{y} = [y_1 \dots y_m]^T$. Заметим, что в некоторых случаях измерения могут быть записаны следующим образом:

$$\mathbf{y} = \mathbf{s}(\mathbf{x}) + \mathbf{v},$$

где $\mathbf{s}(\mathbf{x}) = [s_1(\mathbf{x}) \dots s_m(\mathbf{x})]^T$ – m -мерная в общем случае нелинейная вектор-функция векторного аргумента, которая обычно считается известной; $\mathbf{a} = [v_1 \dots v_m]^T$ – случайный вектор, передающий наличие ошибок измерения [1, 2, 5–7].

В рамках традиционного байесовского подхода истинная оценка $\tilde{\mathbf{x}}(\mathbf{y})$ минимизирует критерий [1, 2]

$$J = M[(\mathbf{x} - \tilde{\mathbf{x}}(\mathbf{y}))^T (\mathbf{x} - \tilde{\mathbf{x}}(\mathbf{y}))] = \iint \|(\mathbf{x} - \tilde{\mathbf{x}}(\mathbf{y}))\|^2 f(\mathbf{x}, \mathbf{y}) d\mathbf{x} d\mathbf{y}, \quad (1)$$

где M – знак математического ожидания, соответствующий заданной совместной функции плотности распределения вероятностей (ф.п.р.в.) $f(\mathbf{x}, \mathbf{y})$.

Если предположить, что статистика шумов \mathbf{v} неизвестна, то в случае классического МНК оценка $\tilde{\mathbf{x}}(\mathbf{y})$ отыскивается при оптимизации следующего критерия [1, 2]:

$$I(\mathbf{x}) = (\mathbf{y} - \mathbf{s}(\mathbf{x}))^T (\mathbf{y} - \mathbf{s}(\mathbf{x})) = \sum_{i=1}^m (y_i - s_i(\mathbf{x}))^2. \quad (2)$$

смысле. В этом случае минимизирующий критерий (2) определяется как

$$J(\mathbf{x}) = (\mathbf{y} - \mathbf{H}\mathbf{x})^T (\mathbf{y} - \mathbf{H}\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^{\eta} (y_i - x)^2. \quad (9)$$

Оценка, минимизирующая критерий (9), определяется как [8]

$$\tilde{x}^{LSM}(\mathbf{y}) = \frac{1}{\eta} \sum_{i=1}^{\eta} y_i. \quad (10)$$

Далее при моделировании предположим, что x – равномерно распределенная на интервале $[0, b]$ случайная величина и ошибки измерений v_i , $i = \overline{1, \eta}$ представляют собой независимые друг от друга и от x центрированные случайные величины, равномерно распределенные в интервале $[-a/2, a/2]$.

Необходимо отметить, что апостериорная функция плотности распределения вероятностей $f(\mathbf{x} / \mathbf{y})$ здесь не является гауссовской, так как x и v_i , $i = \overline{1, \eta}$ – равномерно распределенные случайные переменные. При проведении моделирования принималось: $a = b = 1$, $i = \overline{1, \eta}$, $\eta = 10$.

На рис. 3 показаны выборочные среднеквадратические ошибки (СКО) оценок для двух рассматриваемых подходов.

Выборочные СКО были рассчитаны следующим образом:

$$\tilde{\sigma}_i \approx \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N e_i^{(j)2}}, e_i^{(j)} = x^{(j)} - \tilde{x}^{(j)}(\mathbf{y}^{(j)}). \quad (11)$$

Байесовский подход. В этом случае предполагается наличие априорной информации об оцениваемых процессах x и погрешностях их измерения y . Эти результаты были получены в нашей работе [7]:

$\tilde{\sigma}_i^{(B)}$ – выборочные СКО ошибок для нелинейных оптимальных оценок;

$\tilde{\sigma}_i^{(Blin)}$ – выборочные СКО ошибок для линейных оптимальных оценок.

LSM.

$\tilde{\sigma}_i^{(LS)}$ – выборочные СКО ошибок для линейных оптимальных оценок по МНК (10);

$\tilde{\sigma}_i^{(NN1)}$ – выборочные СКО ошибок для линейных нейросетевых оценок по критерию (7);

$\tilde{\sigma}_i^{(NN2)}$ – выборочные СКО ошибок для нелинейных нейросетевых оценок по критерию (7).

Критерий обучения НС (7) в данной задаче имеет вид:

$$\tilde{I}(\tilde{\mathbf{W}}) = \sum_{i=1}^{\eta} (y_i - \tilde{x}^{HC}(\tilde{\mathbf{W}}))^2. \quad (12)$$

Заметим, что в формуле (12) оценка совпадает с прогнозом измерения в силу уравнения (8).

Для решения задачи оценивания будем использовать линейную однослойную нейронную сеть с одним нейроном (по числу оцениваемых параметров), с тождественной функцией активации и η входами.

Число реализаций N для обучения НС NN1 было выбрано равным 1000. После обучения осуществлялась проверка. С этой целью дополнительно моделировалось еще $L = 300$ пар реализаций $\mathbf{y}^{(j)}$, $x^{(j)}$ для разных $i = \overline{1, \eta}$, $\eta = 10$.

В качестве исходной нелинейной сети прямого распространения (FFNN) выбрана двухслойная НС с последовательными связями с i входами, с $q = 20$ нейронами в скрытом слое и одним нейроном в выходном слое.

Для настройки параметров FFNN применялись алгоритмы обучения Левенберга–Маркварда (Levenberg–Marquardt, LM) и регуляризация Байеса (Bayesian Regulation, BR).

Для получения приемлемых результатов по точности оценивания число реализаций N для обучения НС NN2 было выбрано равным 20000. После обучения осуществлялась проверка. С этой целью дополнительно моделировалось еще $L = 1000$ пар реализаций $\mathbf{y}^{(j)}$, $x^{(j)}$ для разных $i = \overline{1, \eta}$, $\eta = 10$. Моделирование систем проводилось в среде MatLab.

Анализ графиков на рис. 3 позволяет сделать следующие выводы.

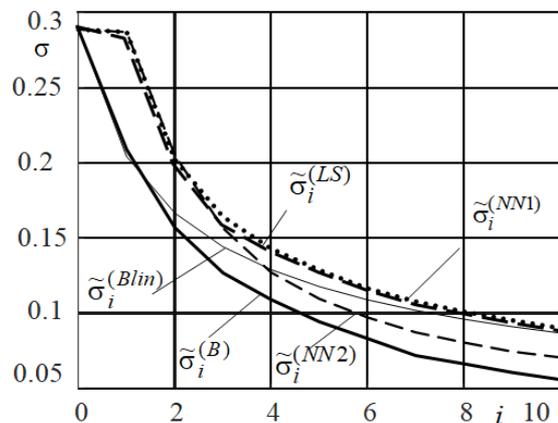


Рис. 3. СКО ошибок оценивания

При соответствующем обучении по критерию (7) с использованием невязки измерений линейная НС NN1 обеспечивает нахождение оценки, близкой к традиционной, полученной с помощью МНК. Точность нелинейного нейросетевого фильтра NN2 заметно выше точности линейного нейросетевого фильтра и традиционного МНК. При этом она стремится к точности нелинейного байесовского алгоритма оценивания по критерию (1).

В настоящее время среди алгоритмов машинного обучения наибольшее внимание уделяется в силу его эффективности нейросетевому (глубокому) обучению [12–14].

Для решения сложных задач обучения с подкреплением обычно требуются глубокие нейронные сети. В настоящее время исследуемые нами глубокие нейросетевые алгоритмы для оценки состояния многомерных динамических систем находятся в процессе доработки.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Дана формулировка задачи адаптивного оценивания динамических систем в условиях проявления априорной неопределенности.

Для решения задачи рассмотрены традиционный и нейросетевой методы решения.

Предложено решение нелинейной задачи оценивания с минимизацией среднеквадратического критерия на основе нейросетевых алгоритмов как в рамках байесовского подхода с использованием обучающего множества для обучения с учителем в режиме *offline*, так и в рамках метода наименьших квадратов при наличии уравнения измерений для обучения с подкреплением в режиме реального времени *online*.

В качестве нейронных сетей для оценивания состояния динамических систем рассматриваются сети прямого распространения. Между тем определена как перспективная для адаптации нейросетевых алгоритмов возможность использования глубокого машинного обучения с подкреплением с использованием критерия невязки измерений.

На примере дан анализ возможности машинного обучения с подкреплением для задач оценивания в навигации и управлении движением в режиме реального времени. Дано сопоставление точности традиционного и нейросетевого подходов для оценивания состояния.

VI. ПЕРСПЕКТИВЫ

Представляется перспективной для адаптации обучаемых алгоритмов оценивания многомерных динамических систем в режиме *online* возможность использования глубокого машинного обучения с подкреплением с использованием критерия, зависящего от невязки измерений.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации / изд. 3-е, исправленное и дополненное. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 509 с.
- [2] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации / изд. 3-е, исправленное и дополненное. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 428 с.
- [3] Степанов О.А., Литвиненко Ю.А., Васильев В.А., Торопов А.Б., Басин М.В. Алгоритм полиномиальной фильтрации в задачах обработки навигационной информации при квадратичных нелинейностях в уравнениях динамики и измерений. Часть 1. Описание и сопоставление с алгоритмами калмановского типа // Гироскопия и навигация. 2021. Том 29. №3 (114). С. 3–33. DOI 10.17285/0869-7035.0068.
- [4] Степанов О.А., Литвиненко Ю.А., Васильев В.А., Торопов А.Б., Басин М.В. Алгоритм полиномиальной фильтрации в задачах обработки навигационной информации при квадратичных нелинейностях в уравнениях динамики и измерений. Часть 2. Примеры решения задач // Гироскопия и навигация. 2021. Том 29. №4 (115). С. 56–77. DOI 10.17285/0869-7035.0074.
- [5] Stepanov, O.A., Amosov, O.S., Toropov, A.B. Comparison of Kalman-type algorithms in nonlinear navigation problems for autonomous vehicles, IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline), 2007, 6(PART 1), pp. 493–498.
- [6] Stepanov, O.A., Amosov, O.S., The Comparison of the Monte-Carlo method and neural networks algorithms in nonlinear estimation problems, 9th IFAC Workshop "Adaptation and Learning in Control and Signal Processing", ALCOSP'2007, Saint Petersburg, 2007, IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline), vol. 9, issue PART 1, pp. 392–397.
- [7] Stepanov, O.A. and Amosov, O.S., Optimal Estimation by Using Neural Networks, Proceeding of the 16-th IFAC World Congress, Prague, Czech Republic, July 3–8, 2005, 6 p.
- [8] Amosov, O.S., Optimal and Adaptive Estimation Using On-Line Training Neural Networks, Proceeding of the 2nd International Conference on Intelligent Control and Information Processing ICICIP, 2011, 208–213. Harbin, China.
- [9] Amosov, O.S., Baena, S.G., Decomposition Synthetic Approach for Optimum Nonlinear Estimation, IFAC-PapersOnLine, 2015, vol. 48, no. 11, pp. 819–824.
- [10] Амосов, О.С., Баена, С.Г. Вычислительный метод и гибридные алгоритмы оценивания с возможностью их адаптации для задач обработки навигационной информации // Информатика и системы управления. 2018. №1(55). С. 99–108.
- [11] Амосов, О.С., Баена, С.Г., Магола, Д.С. Гибридная вейвлет-нейронечеткая система нелинейного оценивания // Информатика и системы управления. 2017. №4(54). С. 105–113.
- [12] Гудфеллоу Я., Бенджио, И., Курвилль, А. Глубокое обучение / пер. с англ. А.А. Слинкина. 2-е изд., испр. М.: ДНК Пресс, 2018. 652 с.
- [13] Amosov, O.S., Ivanov, Y.S., Zhiganov, S.V. Human Localization in the Video Stream Using the Algorithm Based on Growing Neural Gas and Fuzzy Inference. Procedia Computer Science, 2017, 103, pp. 403–409.
- [14] Amosov, O.S., Amosova, S.G., Ivanov, Y.S., Zhiganov, S.V. Using the ensemble of deep neural networks for normal and abnormal situations detection and recognition in the continuous video stream of the security system, Procedia Computer Science, 2019, 150, pp. 532–539.

Использование 3D-сетей для предсказания моделей поведения транспортных средств в задаче беспилотного движения трамвая

Н.С. Гужва
Cognitive Technologies
Москва, Россия
n.guzhva@cognitivepilot.com

М.Г. Лобанов
Cognitive Technologies
Москва, Россия
m.lobanov@cognitivepilot.com

В.Е. Прун
Cognitive Technologies
Москва, Россия
v.prun@cognitivepilot.com

Р.Н. Садеков
Cognitive Technologies
Москва, Россия
r.sadekov@cognitivepilot.com

В.В. Постников
Cognitive Technologies
Москва, Россия
v.postnikov@cognitivepilot.com

Д.Л. Шоломов
Cognitive Technologies
Москва, Россия
d.sholomov@cognitivepilot.com

Аннотация—В работе рассматривается подход к решению задачи предсказания модели поведения транспортных средств по изображению с камеры беспилотного трамвая. Для детектирования подвижных объектов и оценки их положения в сцене используется 3D-детектирующая сеть. Детектирование производится по моноизображению сцены. Поведение подвижного транспортного средства описывается велосипедной моделью без учета геoinформационной информации и влияния поведения других участников дорожного движения. В работе описывается архитектура используемой детектирующей сети и подходы к ее обучению, а также ее полученные характеристики, отражающие точность определения навигационных параметров объектов. В заключении статьи приводятся точностные характеристики, определяющие время «надежности» прогноза модели, полученные на открытом датасете Aggroverse.

Ключевые слова—3D-детектирование, предсказание траекторий, техническое зрение, распознавание транспортных средств.

1. ВВЕДЕНИЕ

Прогнозирование траекторий участников движения является одной из наиболее важных задач в области автономного вождения и является залогом безопасного и безаварийного движения. Даже без учета критических ситуаций, которые иногда возникают на дороге, планирование траекторий необходимо для осуществления плавного вождения автомобиля, а резкие скачки и ускорения могут быть некомфортными или даже опасными для водителя и пассажиров. Чтобы обеспечить безопасную и комфортную поездку, алгоритм планирования движения должен предсказать, где могут оказаться другие автомобили через несколько секунд. Предсказание траектории должно быть точным и вычислительно эффективным. Следует отметить, что построение качественного алгоритма прогнозирования должно учитывать ряд важных идей, а именно: вероятностную природу (любое предсказание может быть точным только некоторое время); алгоритмы прогнозирования должны уметь учитывать возможные сценарии движения автомобилей, двигающихся не по правилам дорожного движения и нарушающих их, что позволяет сформировать более надежную и безопасную траекторию при необходимости; понимать контекст дорожной ситуации и оперировать большим количеством входящей информации, получаемой не только от сенсоров автомобиля, но и инфраструктуры. Разработчики систем автопилотирования

используют различный набор датчиков, который накладывает определенные ограничения на качество прогнозирования траекторий участников движения. Например, использование лидаров позволяет более точно локализовать других участников движения, чем использование только камер. Эти и другие обстоятельства, например стиль вождения, характеризуют проблему построения алгоритмов предсказания как достаточно сложную и многоступенчатую.

II. СУЩЕСТВУЮЩИЕ ПОДХОДЫ

A. Подходы к построению алгоритмов предсказания

Подходы к построению алгоритмов предсказания можно условно разделить на две группы.

1. Подходы, ориентированные на создание большого количества разных моделей движения, покрывающих все возможные сценарии поведения автомобилей, и оценивающие параметры каждой модели в процессе наблюдения за транспортным средством. Модель, имеющая близкие вероятности ожидаемого и наблюдаемого состояния, принимается за наиболее реальную.

2. Подходы, основанные на данных. В этих подходах модель «черного ящика» (обычно нейронная сеть) обучается с использованием большого количества информации. После обучения модель применяется к наблюдаемому поведению для составления прогноза. Обучение модели обычно требует больших вычислительных затрат и выполняется заблаговременно. Предсказание траекторий, как только модель обучена, происходит довольно быстро и может быть выполнено онлайн, т.е. в режиме реального времени. Данная группа подходов, как правило, использует большое количество разнородной информации не только о положении и ориентации участников движения, но и о количестве и направлениях полос движения, находящихся дорожных знаках, сигналах светофора и многом другом.

Описанные выше направления могут быть также представлены на трех абстрактных уровнях.

1. Уровень физической модели движения объектов. Методы данной группы применяют законы физики для оценки траектории движения транспортного средства, учитывая такие входные данные, как угол рулевого управления, ускорение, вес или даже коэффициенты трения дорожного покрытия, чтобы предсказать выход-

ные данные: положение, скорость и курс. В ряде подходов учитывается более точная кинематика транспортного средства, а также геометрия дороги. Методы, относящиеся к данной группе, в основном борются с шумами датчиков и чувствительностью к начальным условиям и используют математический аппарат Калмановской фильтрации и метод Монте-Карло. Такие модели очень часто используются в контексте безопасности как классические методы обеспечения отказоустойчивости, когда более сложные подходы, например использующие машинное обучение, используются для прогнозирования в более длительном горизонте событий. Данные подходы также могут быть использованы в ситуациях, в которых отсутствуют сложные взаимодействия между участниками дорожного движения. Недостатком подходов данной группы является краткосрочность прогноза – на время с горизонтом одна-две секунды, поскольку они не могут предсказать маневры, направленные на достижение более высокого уровня цели, например замедление для подготовки к повороту на перекрестке или ожидание транспортного средства впереди, пока пешеход перейдет улицу.

2. Уровень модели движения, основанной на маневрах. Данные подходы пытаются оценить серию маневров, который автомобиль совершает на своем пути, но считают, что каждый автомобиль принимает решение независимо от других участников движения. Эти модели пытаются определить такие маневры как можно раньше, а затем предполагают, что маневры продолжатся в ближайшем будущем и оценивают соответствующие траектории. Обычно строится семейство прогнозных траекторий либо определяется вероятность намерения совершить определенный маневр. Основные вызовы при построении данных методов – это проблемы окклюзий данных и сложность распознавания намерений. Методы основываются на кластеризации, скрытых моделях Маркова и обучении с подкреплением. Преимущества данных подходов в том, что правильно идентифицированные маневры служат доказательством того, что будет происходить в будущем. Поэтому они, как правило, более надежны, чем модели первого уровня, основанные на физике, и их предсказания остаются актуальными в течение более длительных периодов времени с горизонтом от одной до трех секунд. Недостатки. Из-за предположения о независимости эти модели не могут справиться с тем, как маневры одного автомобиля влияют на поведение его соседей. Взаимодействие между участниками дорожного движения (в данной группе методов их называют агентами) может быть сильным в сценариях с высокой плотностью движения, например на перекрестках, где необходимо учитывать правило приоритета. Игнорируя межэгентные взаимодействия, эти модели, как правило, дают менее точную интерпретацию таких ситуаций.

3. Модели движения, учитывающие взаимодействие. Это наиболее общий класс моделей, в которых маневры транспортных средств рассматриваются под влиянием маневров соседей – участников дорожного движения. В моделях данной группы обычно используется аппарат нейронных сетей или динамические сети Байеса. Основные вызовы для данной группы моделей – это множество (комбинаторный взрыв) вариантов развития ситуации и проблемы, связанные с определением причинно-следственных связей агентов. Включение межэгентных зависимостей способствует лучшему пониманию ситуа-

ции, что, безусловно, является плюсом данной группы. С одной стороны, они способствуют более долгосрочному прогнозированию по сравнению с моделями первой и второй группы. Однако, поскольку часто приходится рассчитывать все возможные траектории, данный подход может быть неэффективным с вычислительной точки зрения и может не подходить для использования в реальном времени.

В. Особенности и новизна предлагаемой работы

Предложенный в статье подход относится к первой группе методов как по используемым моделям (не использует нейронные сети для предсказания), так и по уровню абстракции (не учитываются межэгентные связи и геоинформационные данные). Однако новизной предлагаемой работы является изложение вопросов, связанных с использованием 3D-детектирующих сетей, построением на их основе многоцелевых глубоких нейронных сетей и их обучением.

Математическая постановка задачи для решения задачи прогнозирования движения объектов сцены с использованием расширенного фильтра Калмана представлена в разделе III. Описание используемой для 3D-детектирования сети, ее структура и принципы обучения изложены в разделе IV. В разделе V представлены результаты оценки качества прогнозных моделей подвижных объектов, выполненных на основе датасета Argoverse [1].

III. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА

А. Постановка задачи

Имеется подвижный объект (трамвай), координаты которого точно известны по данным спутниковой навигационной системы. Спутниковая система навигации работает в режиме RTK с получением поправок по GSM каналу с точностью несколько сантиметров. На борту объекта установлена камера, внутренние и внешние параметры которой точно известны. На изображениях I_t , формируемых камерой в моменты времени t , распознаются подвижные объекты – участники дорожного движения. Глубокая нейронная сеть, обрабатывая на входе изображение, позволяет сформировать на выходе следующие измерения:

$$\mathbf{z}_t = \mathbf{f}(I_t), \quad (1)$$

где \mathbf{z}_t – вектор выходных параметров, включающий в себя $[r_t \ \varphi_t \ \gamma_t]$ – расстояние до объекта, угол на него и ориентацию детектируемого подвижного объекта соответственно. Подвижный объект в каждый момент времени характеризуется вектором

$$\mathbf{x}_t = [x_t \ y_t \ \gamma_t \ \vartheta_t \ \delta_t], \quad (2)$$

где x_t, y_t – координаты, γ_t – угол ориентации, ϑ_t – скорость движения, δ_t – угол поворота колес подвижного объекта. Модель движения подвижного объекта является велосипедной моделью и представлена ниже:

$$\begin{aligned} x_t &= x_{t-1} + \vartheta_t \cos(\gamma_t + \beta_t) \Delta t, \\ y_t &= y_{t-1} + \vartheta_t \sin(\gamma_t + \beta_t) \Delta t, \\ \gamma_t &= \gamma_{t-1} + \omega_t \Delta t, \\ \vartheta_t &= \vartheta_{t-1}, \\ \delta_t &= \delta_{t-1}, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\beta_t = \arctan\left(\frac{l}{L} \tan(\delta_t)\right), \omega_t = \vartheta_t \frac{\cos(\beta_t)}{L} \tan(\delta_t),$$

где l – длина транспортного средства от задней оси до центра масс, L – полная длина транспортного средства.

Требуется оценить параметры вектора состояния подвижного объекта \mathbf{x}_t по измерениям \mathbf{z}_t , а также детализировать архитектуру нейронной сети, реализующей функцию $f(I_t)$.

В. Оценка вектора состояния

Для оценки параметров вектора состояния в связи с нелинейностью уравнений измерения используется расширенный фильтр Калмана. Основные уравнения расширенного фильтра Калмана представлены ниже, при этом сам фильтр не приводится в силу его всеобщей известности.

Ковариационная матрица ошибок вектора состояния запишется в виде

$$\mathbf{P}_t = \text{diag}[\sigma_x^2 \quad \sigma_y^2 \quad \sigma_v^2 \quad \sigma_\theta^2 \quad \sigma_\omega^2].$$

Матрица шумов запишется в виде

$$\mathbf{Q}_t = \begin{bmatrix} 0.25\Delta t^4 & 0 & 0 & 0.5\Delta t^3 & 0 \\ 0 & 0.25\Delta t^4 & 0 & 0.5\Delta t^3 & 0 \\ 0 & 0 & 0.25\Delta t^4 & 0 & 0 \\ 0.5\Delta t^3 & 0.5\Delta t^3 & 0 & \Delta t^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta t^2 \end{bmatrix}.$$

Вектор шумов $\mathbf{w}_t = [w_a \quad w_a \quad w_\varphi \quad w_a \quad w_\tau]$, где w_a , w_φ , w_τ – шумы измерения ускорения и углов.

Уравнения связи векторов \mathbf{z}_t и \mathbf{x}_t запишем в виде

$$r_t = \sqrt{(y_t - y_0)^2 + (x_t - x_0)^2},$$

$$\varphi_t = \text{atan}\left(\frac{y_t - y_0}{x_t - x_0}\right),$$

где x_0, y_0 – координаты трамвая, определяемые на основе высокоточных GPS-данных и приведенные в прямоугольную систему координат.

Вектор шумов измерений:

$$\mathbf{R}_t = \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\varphi^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_v^2 \end{bmatrix},$$

где $\sigma_r^2, \sigma_\varphi^2, \sigma_v^2$ – СКО измерительного шума.

IV. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ 3D-ДЕТЕКТИРОВАНИЯ

А. Обзор решений

Современные интеллектуальные системы помощи водителю состоят из систем технического зрения [2, 3] и глубоких нейронных сетей, анализирующих информацию от них. Как правило, в ADAS-приложениях используется два типа сетей: сегментационные и детектирующие. Первый тип предназначен для выделения на изображении регионов, описывающих объекты (машины, люди, велосипедистов, дорожную разметку и пр.) и области (дорогу, облака, зеленые насаждения и пр.). Целью работы детектирующих сетей также является выделение на изображении подвижных и неподвижных объектов, имеющих значение для алгоритма управления подвиж-

ным объектом. Современные детектирующие сети способны не только проводить идентификацию объекта, но и определять его пространственное положение в виде 3D-бокса. Некоторые реализации данного решения представлены в работах [4–6], где 3D-детектирование объекта осуществляется по одному изображению с достаточно хорошим качеством. В качестве объектов для такого 3D-детектирования прежде всего рассматривают автомобили и пешеходов. Для детектирования светофоров, дорожных знаков и др. объектов чаще всего по-прежнему используются 2D-детектирующие сети.

Современные решения, представленные в открытом доступе, фокусируются на повышении точности алгоритма детектирования без оглядки на скорость производимых решений. Поэтому на практике построение систем, использующих отдельное решение для задачи как детектирования, так и сегментирования, является вычислительно неэффективным и приводит к невозможности их внедрения в реальных системах помощи водителю. Существующие алгоритмы, основанные на глубоких сетях, должны быть способны решать несколько задач одновременно, что демонстрируется в работах [6] и [7]. Сети, решающие две и более задач одновременно, называются мультицелевыми, или многозадачными.

Для создания мультицелевой нейронной сети можно воспользоваться следующей идеей. Обычно нейронные сети могут быть представлены в виде нескольких частей: это сеть выделения признаков (backbone), которая, как правило, реализуется в виде известных сетей, таких как ResNet, ResNext и т.п., шеи (neck), которая направлена на преобразование и объединение признаков, и головы (head), формирующей целевой результат. Наиболее ресурсоемким является первый и второй этап вычисления признаков, поэтому построение высокоскоростной многоцелевой сети возможно, если использовать единую часть сети backbone и neck. Данный подход успешно используется в машинах Tesla [8].

В. Описание используемой многоцелевой сети

Для построения мультицелевой сети нами использовались две известные архитектуры – это сегментационная сеть Bilateral Segmentation Network (BiSeNet) [9] и двухстадийная детектирующая сеть FasterRCNN с модификациями для предсказания параметров 3D-боксов. Сеть BiSeNet состоит из двух ветвей – контекстной и пространственной. При этом, как и описывалось ранее, контекстная часть включает вычислительно тяжелую backbone-сеть (ResNet-18 или Xception-39). Во время обучения данная модель предсказывает карту сегментации в трех масштабах.

3D-детектирующая сеть основывается на реализации FasterRCNN из фреймворка MMDetection [10] и состоит из backbone ResNet18 и FPN (Feature Pyramid Network) для извлечения признаков [11]; RPN (Region Proposal Network) для получения предварительных регионов интереса (region of interest, RoI) на изображении [12]; 2D-BBox-головы для классификации регионов и уточнения местоположения объекта в случае его наличия; 3D-BBox-головы, предсказывающей параметры объекта в трехмерном пространстве. На выходе 3D-BBox-головы формируется 10 параметров – 2D-смещение ($\Delta x, \Delta y$), глубина (z), размеры 3D-бокса (h, δ, l), углы ориентации в кватернионах (q_i, q_j, q_k, q_l).

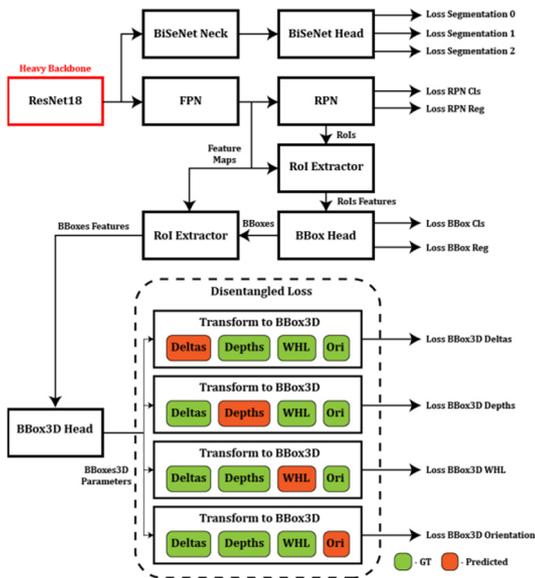


Рис. 1. Схематичное представление архитектуры сформированной многоцелевой сети

С. Особенности обучения многоцелевых сетей

Однако для повышения качества каждой задачи в отдельности и обеспечения высокой надежности результата такой подход требует мультицелевого обучения, что на практике вызывает сложности, связанные с процедурой обучения [4]. Также существует проблема отсутствия многоцелевых датасетов, содержащих одновременно изображения с разметкой для решения задачи сегментации и 3D-детектирования. При наличии нескольких датасетов, каждый из которых содержит разметку для решения одной задачи, процесс обучения сети может быть выстроен по одному из трех сценариев.

1. Обучение сети на каждой целевой задаче в отдельности. При этом общая часть сети (backbone, иногда neck) после обучения одной задаче замораживается и осуществляется обучение второй задаче. Недостатком такого подхода является тот факт, что общая для решения первой и второй задачи часть сети фактически не обучается при решении второй задачи, а значит, и не формируются низкоуровневые признаки, которые позволили бы повысить качество решения каждой задачи в отдельности и всех вместе. Как правило, слоев, представленных в «незамороженных» частях сети, недостаточно для получения высокоточного решения.

2. Второй метод основывается на комбинировании изображений из нескольких датасетов в один пакет. При этом функция потерь для каждой задачи (L_{bbox} , L_{segm} , L_{bbox3d}) вычисляется только на тех изображениях, для которых есть соответствующая разметка.

3. Третий метод основывается на формировании пакетов в соответствии с имеющимися датасетами, где в каждом отдельном пакете имеются изображения только из одного датасета. Пакеты чередуются в соответствии с целевыми задачами, а функция потерь вычисляется только для соответствующего выхода.

Даже в случае наличия полной разметки мультицелевое обучение имеет свои сложности. Значения функций потерь для разных задач могут иметь различный масштаб, из-за чего может дестабилизироваться обуче-

ние, в результате обучение части сети будет низкого качества. Для решения этой проблемы обычно каждая компонента умножается на масштабирующий коэффициент

$$L = k_1 L_{bbox} + k_2 L_{segm} + k_3 L_{bbox3d}, \quad (4)$$

где L , L_{bbox} , L_{segm} , L_{bbox3d} – значения функции ошибок для каждого выхода сети (общий, 2D, сегментация и 3D), коэффициенты k_1, k_2, k_3 определяют вес каждой компоненты.

Предварительно коэффициенты задаются так, чтобы функции потерь в начале обучения были близки по значению. Также можно задавать более низкий коэффициент у функции потерь, отвечающей за задачу, которая решается более просто. К примеру, сегментационная часть сети обучается значительно быстрее, чем детектирующая, поэтому в начале обучения сегментационной функции потерь можно задать вес, уменьшающий ее на несколько порядков, чтобы большие градиенты не мешали медленно сходящейся детектирующей части. После того как детектирующая часть начнет выдавать осмысленные результаты, вес сегментационной функции потерь можно увеличить.

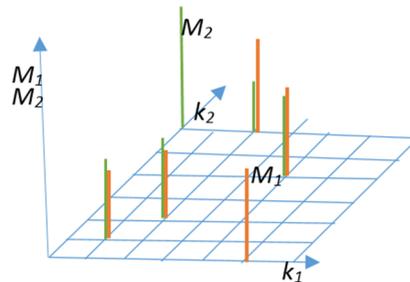


Рис. 2. График выбора коэффициентов k_i функций потерь

Для более точного подбора k_1, k_2, k_3 в некоторой предварительно сформированной области их значений можно рассчитать метрики качества M_i , сформированные по частично обученной на интервале τ сети. M_i – используемые для оценки i -й целевой задачи метрики качества. Выбор оптимальных параметров k_i при этом осуществляется путем предсказания изменения значений метрик в областях, где такие измерения не проводились, и выбором наилучших k для них.

2D-боксы в наборе данных nuscenes [13] имеют низкое качество, поскольку они получены из 3D-боксов и из-за этого охватывают объекты не плотно, а имеют зазоры. Данные из разных наборов подавались по очереди, при этом загрузчик данных обрабатывает изображения из BDD [14] в первой партии и из nuscenes во второй и так далее.

Backbone-сеть инициализировалась весами, предобученными на датасете ImageNet. Входные изображения были нормализованы по среднему и СКО в соответствии с параметрами, использовавшимися при обучении на ImageNet.

D. Оценка точности многоцелевой сети

Предложенная в работе мультицелевая сеть оценивалась с позиций быстродействия и точности решения задач сегментирования и 3D-распознавания. Для оценки точности работы сети использовались датасеты nuscenes и BDD.

Сравнительная оценка точности работы сети при решении задачи сегментации представлена в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1. СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ СЕГМЕНТАЦИИ

DNN archit.	Resolution	time, ms	Segm. IoU, BDD	mAP _{0.5} BDD	mAP _{0.5} nuscenes
BiSeNet [7]	1280x720	22	0.65	–	–
DR-FCN R50 L [10]	1600x900	36	–	0.40	0.32
Faster R-CNN R18	1600x900	45	–	0.47	0.35
Faster R-CNN 3D R18	1600x900	49	–	0.22	0.65
Наше решение	1600x900	59	0.68	0.51	0.62

Анализ таблицы показывает, что имеется незначительное повышение точности сегментации по сравнению с исходной сетью BiSeNet в метрике IoU, а также увеличение точности по сравнению с другими архитектурами нейронных сетей в метрике mAP при незначительном увеличении скорости работы сети.

При решении задачи детектирования получены результаты, представленные в табл. 2. Оценка точности проводилась только на датасете nuscenes. Для оценки точности использовались следующие специальные метрики: ATE – абсолютная ошибка позиционирования, AOE – абсолютная ошибка в измерении азимутальной ориентации.

ТАБЛИЦА 2. СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ 3D-ДЕТЕКТИРОВАНИЯ

Network	mAP _{0.5}	mAP _{2m}	ATE, m	AOE, rad
Faster-RCNN 3D	0.65	0.19	3.88	0.51
Предлагаемая сеть	0.61	0.15	4.31	0.63

Детализация по качеству решения задачи 3D-детектирования для различных классов объектов представлена в табл. 3.

ТАБЛИЦА 3. 3D-ВОХ КАЧЕСТВО РАСПОЗНАВАНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ КЛАССОВ ОБЪЕКТОВ

Класс	mAP _{0.5}	mAP _{2m}	ATE, m	AOE, rad
Car	0.82	0.35	0.91	0.16
Truck	0.42	0.04	1.08	0.34
Bus	0.67	0.04	1.08	0.55
Person	0.67	0.25	0.96	0.85
Bicycle	0.57	0.07	1.12	1.03
Motorcycle	0.57	0.16	1.03	1.00

Графики точности измерения дальности и угла ориентации от расстояния для некоторых категорий объектов представлены ниже.

Анализ графиков и таблиц показывает, что предлагаемая нейронная сеть не уступает в точности решения задач по отношению к используемым сетям, но при этом позволяет обеспечить высокую скорость работы при одновременном выполнении двух задач, позволяя осуществлять выигрыш в эффективности использования.

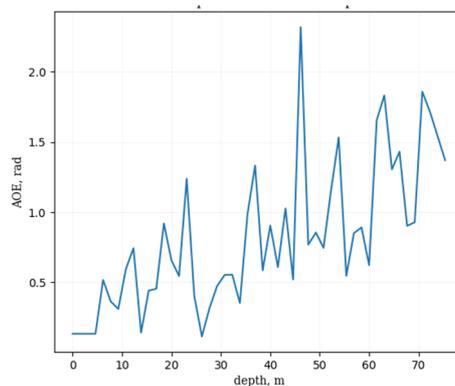


Рис. 3. Зависимость точности определения ориентации объекта от расстояния до этого объекта (класс «пешеходы»)

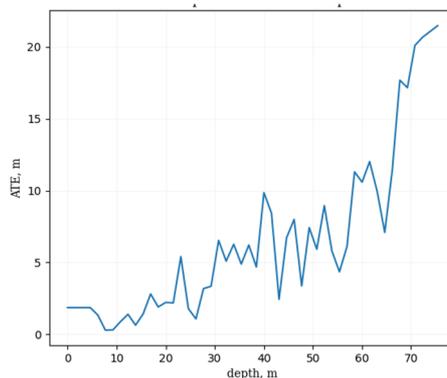


Рис. 4. Зависимость точности определения дальности до объекта от расстояния до этого объекта (класс «пешеходы»)

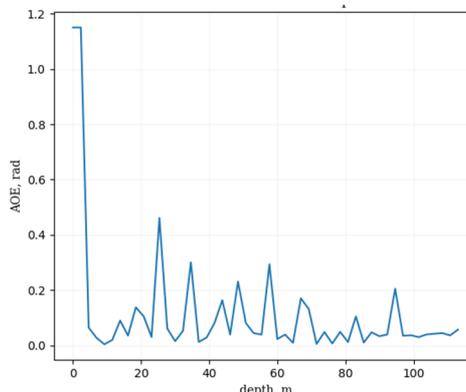


Рис. 5. Зависимость точности определения ориентации объекта от расстояния до этого объекта (класс «автомобили»)

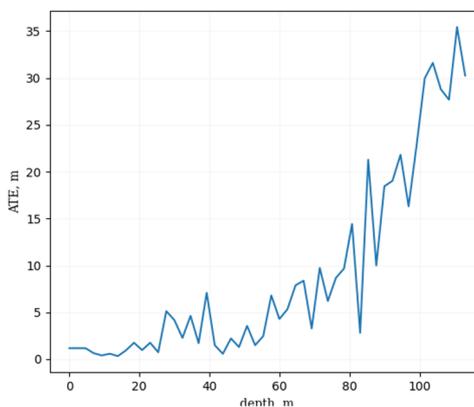


Рис. 6. Зависимость точности определения дальности до объекта от расстояния до этого объекта (класс «автомобили»)

V. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ

Используемый в работе датасет включает данные, собранные в результате выполнения проекта компанией АО «Cognitive Pilot» совместно с ПК «Транспортные системы». Данные собирались на маршруте трамвая №17 (Останкино – Медведково) с использованием инновационного вагона производства «Витязь-М» и комплекта измерительной аппаратуры, включающей камеры с различной областью видимости, одометрический датчик колеса трамвая, микромеханический инерциальный модуль, а также GPS, работающий в RTK-режиме.

Однако в силу отсутствия в собранном датасете данных лидара оценка точности прогнозирования транспортных средств путем сравнения реальных 3D-координат объекта с прогнозными невозможна. Поэтому оценка качества прогнозирования в настоящее время осуществляется путем сравнения 2D-размеченных данных с результатами работы алгоритма прогнозирования. На рис. 7 представлен результат распознавания 3D-сетью автомобилей в районе ВДНХ.



Рис. 7. Визуализация 3D-детектирования объектов на собственном датасете

Для итоговой оценки качества решения задачи прогнозирования использовался открытый датасет Argoverse, рис. 8.

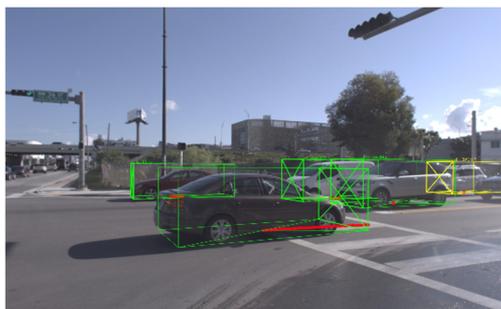


Рис. 8. Визуализация детектирования объекта на датасете Argoverse и траектория движения объекта

Данные были поделены на обучающую и тестовую выборки, всего около 50 Гб данных для 5 городских сценариев. Наличие размеченных 3D-детекций в разных городских сценариях позволяет проверить точность фильтрации и прогнозирования. Эксперименты проводились в трех конфигурациях: с размеченными данными, с добавлением шума (случайная величина с нормальным распределением) и с применением детектирующей сети.

По результатам исследований получен график, характеризующий точность предсказания в зависимости от времени прогноза (на рисунке в сотнях миллисекунд). Предсказание осуществлялось путем наблюдения за объектом в течение 5 с, предсказание его координат – в

течение последующих 5 с. При этом использовались две метрики: FDE – СКП точности позиционирования в момент времени t , ADE – СКП средней точности позиционирования в момент времени t .

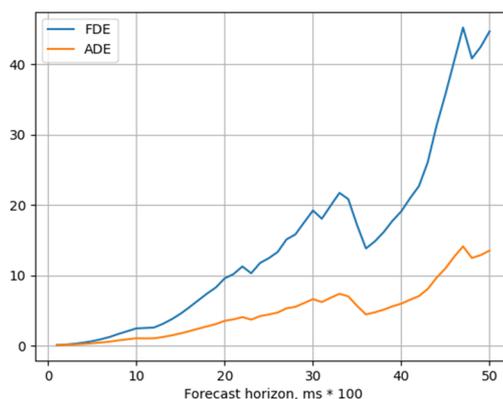


Рис. 9. Точность предсказания в зависимости от времени наблюдения за объектом

Анализ графика показывает, что точность позиционирования объекта в один метр возможна только при времени наблюдения не более 1 с, что определяется отсутствием объективного учета таких факторов, как оперативная дорожная обстановка и информация о дорожной инфраструктуре.

Иными словами, использование подхода, основанного только на кинематической модели транспортного средства в городских условиях, возможно на временном горизонте не более 1 с.

VI. ВЫВОДЫ

В статье рассмотрен подход к прогнозированию движения транспортных средств в городских условиях с использованием 3D-детектирующей нейронной сети. В качестве модели транспортных средств используется велосипедная модель движения. Анализ алгоритма прогнозирования на датасете Argoverse позволяет сделать вывод о том, что точность позиционирования объекта в один метр может быть обеспечена на горизонте не более 1 с. Данное обстоятельство требует учета информации о дороге и взаимном влиянии поведения участников дорожного движения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Argoverse [Электронный ресурс], Public datasets supported by detailed maps to test, experiment, and teach self-driving vehicles how to understand the world around them. URL: <https://www.argoverse.org/> (дата обращения: 01.01.2022).
- [2] Беркович С.Б., Котов Н.И., Лычагов А.В., Панокин Н.В. и др. Система технического зрения как источник дополнительной информации в задаче автомобильной навигации // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 1 (96). С. 49–63.
- [3] Букин А.Г., Лычагов А.С., Садеков Р.Н., Славин О.А. Аппаратно-программный комплекс компьютерного зрения для решения задач навигации наземных подвижных объектов // Гироскопия и навигация. 2015. № 2 (89). С. 58–66.
- [4] Simonelli, A., Bulò, S.R., Porzi, L. et al., Disentangling Monocular 3D Object Detection, Proc. of the International Conf. on Computer Vision (ICCV), 2019.
- [5] Zechen Liu, Zizhang Wu and Roland Tóth, SMOKE: Single-Stage Monocular 3D Object Detection via Keypoint Estimation, Proc. of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops (CVPR), 2020.

- [6] Manhardt, F., Kehl, W., Gaidon, A., ROI-10D: Monocular lifting of 2d detection to 6d pose and metric shape, Proc. of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 2019
- [7] He, K., Gkioxari, G., Dollár, P. and Girshick, R., Mask R-CNN, IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), Venice, 2017, pp. 2980–2988, doi: 10.1109/ICCV.2017.322.
- [8] Karpathy A. PyTorch at Tesla, <https://youtu.be/oBklltKXtDE>, DevCon, 2019
- [9] Yu, C., Wang, J., Peng, C., Gao, C., Yu, G., and Sang, N., Bisenet: Bilateral segmentation network for real-time semantic segmentation, Proceedings of the European Conference on Computer Vision (ECCV), 2018, pp. 325–341.
- [10] Chen, K., Wang, J., Pang, J. et al., MMDetection: Open MMLab Detection Toolbox and Benchmark. arXiv.org e-Print archive, 2019. URL: <https://arxiv.org/abs/1805.04687>.
- [11] Lobanov, M. & Sholomov, D., Application of shared backbone DNNs in ADAS perception systems, Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering, 2021, 11605.
- [12] Lobanov, M.G., Sholomov, D.L., On the Acceleration of the Convolutional Neural Network Architecture Based on ResNet in the Task of Road Scene Objects Recognition. Informational technologies and computational systems, vol. 63, issue 3, pp. 57–65, 2019, doi: 10.14357/20718632190305.
- [13] Nuscenes [Электронный ресурс], Public datasets public large-scale dataset for autonomous driving developed. URL: <https://www.nuscenes.org/> (дата обращения: 01.01.2022)
- [14] Yu, F., Xian, W., Chen, Y. et al., BDD100K: A Diverse Driving Video Database with Scalable Annotation Tooling.arXiv.org e-Print archive, 2019. URL: <https://arxiv.org/abs/1805.04687>.

Летные исследования характеристик бортовой аппаратуры СНС при ее работе с различными глобальными навигационными спутниковыми системами

В.Б. Ильин

АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
e-mail nio9@lii.ru

В.А. Копелович

АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
e-mail nio9@lii.ru

И.А. Копылов

АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
e-mail nio9@lii.ru

А.Ф. Якушев

АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
e-mail nio9@lii.ru

Е.Г. Харин

АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
e-mail nio9@lii.ru

П.Ю. Жабин

АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
e-mail nio9@lii.ru

Аннотация—В докладе приведены результаты летных испытаний на летающих лабораториях Летно-исследовательского института им. М.М. Громова по оцениванию характеристик бортового оборудования спутниковой навигации, использующего совместную информацию глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС, GPS, Галилео, Бейдоу. Исследования проводились в целях создания системы обеспечения точного самолетовождения, а также системы траекторных измерений, которые могут быть приняты за действительные при обеспечении летных испытаний.

Ключевые слова—бортовое оборудование спутниковой навигационной системы, глобальная навигационная спутниковая система, летные испытания, погрешности систем, точностные характеристики.

I. ВВЕДЕНИЕ

Внедрение в практику гражданской авиации глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) явилось поистине революционным событием. В десятки раз повысилась точность определения координат в бортовой вычислительной системе самолетовождения, определить местоположение воздушного судна (ВС) стало возможным в любой точке земного шара. Но роль ГНСС в мировой авиации гораздо больше, чем роль просто еще одного средства навигации, пусть даже и очень точного. ГНСС являются составной и очень важной частью разрабатываемой и внедряемой Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) в глобальном масштабе системы связи, навигации, наблюдения и организации воздушного движения [1].

Принимаемые антенной приемника СНС полезные сигналы от космических аппаратов относительно слабые и могут быть подвержены преднамеренным и непреднамеренным воздействиям, что приводит к появлению больших ошибок в значениях вычисляемых траекторных параметров летательного аппарата. В практической деятельности гражданской авиации используются ГНСС GPS и ГЛОНАСС. Однако в настоящее время уже начата опытная эксплуатация еще двух ГНСС – Галилео и Бей-

доу. В ближайшей перспективе одновременно будут штатно работать четыре глобальных спутниковых навигационных системы: GPS, ГЛОНАСС, Галилео и Бейдоу.

Характеристики ГНСС GPS, ГЛОНАСС, Галилео, Бейдоу по отдельности и в их комбинациях будут различными. Анализ доступности группировок ГНСС и их точностных характеристик имеет определенный интерес для гражданской авиации, так как позволяет сформировать рекомендации для выбора комбинаций ГНСС, обладающих наилучшими характеристиками в конкретный момент для данной области, например для точного захода на посадку в гористой местности.

Объединенная группировка ГНСС может быть использована в качестве средства получения действительных значений траекторных параметров ВС при проведении летных испытаний пилотажно-навигационного оборудования (ПНО). Большое количество одновременно видимых навигационных спутников в совмещенной группировке ГНСС ГЛОНАСС/GPS/Галилео/Бейдоу позволит определять высокоточную, непрерывную и достоверную траекторию движения ВС. При выполнении интенсивного маневрирования в случае частичного пропадания навигационных спутников (НС) в поле видимости антенны остается достаточное количество НС для устойчивого определения текущего местоположения ВС, а при полном пропадании НС время восстановления потерянных сигналов может существенно уменьшиться. Так как ГНСС работают в различных частотных диапазонах с использованием разных видов модуляции, то можно предположить, что при определении траекторных параметров по всем ГНСС повышается помехоустойчивость. В докладе исследуется задача повышения точности и достоверности навигационного решения, получаемого с помощью бортового приемника СНС за счет приращения сигналов нескольких различных ГНСС.

II. ХАРАКТЕРИСТИКИ ГНСС

ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Галилео и Бейдоу имеют одинаковые основные принципы функционирования и структуры и предназначены для определения точного

времени, местоположения и составляющих вектора скорости различных объектов. В табл. 1 приведены основные характеристики космических сегментов различных ГНСС.

ТАБЛИЦА 1. ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКИХ СЕГМЕНТОВ ГНСС

	GPS	ГЛО НАСС	Галилео	Бейдоу		
				5	27	3
Количество действующих НС	31	24	19			
Вид орбит	средне-земная	средне-земная	средне-земная	геостационарная	средне-земная	геосинхронная
Количество орбит	6	3	3		3	
Наклонение орбит	55°	64,8°	56°		55°	55°
Высота орбиты, км	20200	19100	23222	35786	21528	35786
Период обращения НС	11 ч 58 мин	11 ч 15 мин	14 ч 4 мин		12 ч 53 мин	
Частоты сигналов, МГц	L1= 1575,42 L2= 1227,60 L5= 1176,45	L1= 1598,0625 ÷ 1605,375 L2= 1242,9375 ÷ 1248,625 L3= 1202,025	E1= 1575,42 E6= 1278,75 E5= 1176,45 ÷ 1207,14	B1= 1561,098 B1C= 1575,42 B2= 1207,14 B2a= 1176,45 B3= 1268,52		

III. ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДОСТУПНОСТИ ГНСС

Проведем оценивание характеристик мгновенной и интегральной доступности ГНСС GPS, ГЛОНАСС, Бейдоу и Галилео. Мгновенная доступность по земной поверхности на конкретный момент времени определяется исходя из значения горизонтального геометрического фактора HDOP, учитываются только те навигационные спутники, угол места которых более 5°. Величина HDOP вычисляется с помощью матрицы направляющих косинусов направлений, соединяющих заданную точку земной поверхности с видимыми навигационными спутниками. Интегральная доступность рассчитывается для суточного интервала времени как процент времени, в течение которого горизонтальный геометрический фактор HDOP меньше заданного значения. В качестве заданного значения геометрического фактора принимается HDOP = 1,5.

Характеристики доступности рассчитывались по данным альманахов ГНСС GPS, ГЛОНАСС, Бейдоу, Галилео от 09.10.2020, принятых с помощью аппаратуры ГНСС Sigma фирмы Javad. По данным альманахов группировки ГНСС содержали следующий состав спутников: GPS – 31 НС, ГЛОНАСС – 24 НС, Галилео – 19 НС, Бейдоу – 27 НС.

Для получения характеристик доступности использовалась аналитическая сетка, которая состояла из точек, равномерно распределенных через три градуса по широте от -90° до +90° и долготе от -180° до +180°. Мгновенная доступность рассчитывалась на 12:00 московского времени. Для интегральной доступности по этой сетке проводился расчет через каждые пять минут с 00:00:00 по 23:55 UTC на дату 09.10.2020.

Анализ результатов вычислений показывает, что наихудшей мгновенной доступностью обладает ГНСС Галилео. В первую очередь это объясняется малым количеством НС. На поверхности Земли для ГНСС Галилео имеются большие области с геометрическим фактором HDOP более 2,5. Области с неудовлетворительным горизонтальным геометрическим фактором (более 2,5) для ГНСС ГЛОНАСС существенно меньше, чем у ГНСС Галилео. Горизонтальный геометрический фактор для ГНСС GPS по всей поверхности Земли не превышает 2,5, что является наилучшими показателями из всех ГНСС.

Для ГНСС ГЛОНАСС, GPS и Галилео можно отметить, что по поверхности Земли геометрический фактор HDOP улучшается от экватора к полюсам. У ГНСС Бейдоу картина распределения значений геометрического фактора отличается. Это объясняется структурой орбитальной группировки Бейдоу, а именно наличием НС на наклонной геосинхронной орбите, за счет которых увеличилось общее количество видимых НС и улучшилось значение геометрического фактора на широтах менее 40° в восточном полушарии. Значения горизонтального геометрического фактора HDOP над материками Евразия и Австралия не превышает 2, а на большей части – менее 1,5. В западном полушарии находятся области с HDOP более 2,5, которые преимущественно расположились в южном полушарии.

При анализе интегральной доступности определялись регионы, в которых эксплуатационная готовность ГНСС на протяжении суток составляет 90% и более. Под эксплуатационной готовностью подразумевается способность ГНСС обеспечить проведение навигационных определений при значениях горизонтального геометрического фактора HDOP, не превышающего 1,5. Проведенные вычисления показали, что в течение суток по всей поверхности Земли ни одна из ГНСС не обеспечивает эксплуатационной готовности. Интегральная доступность имеет значение более 90% у Галилео на широтах более 65°, ГЛОНАСС – более 50°, GPS – более 42°. У Бейдоу картина распределения значений интегральной доступности подобна распределению мгновенной доступности: значительная часть западного полушария имеет интегральную доступность менее 90%. В восточном полушарии доступность лучше, однако имеются значительные области с доступностью от 70 до 90%.

Было проведено дополнительное исследование характеристик доступности при совместном использовании ГНСС Галилео и Бейдоу. Эти ГНСС по отдельности обладают наихудшими характеристиками доступности. Объединение ГНСС позволяет существенно улучшить характеристики. Так, при определении мгновенной доступности значение горизонтального геометрического фактора HDOP практически по всей поверхности Земли не превышает 1,5 и лишь на небольших участках достигает величины 2,5. По интегральной доступности отсутствуют области со значениями менее 50%. Практически вся поверхность восточного полушария имеет доступность более 90%. Основная часть западного полушария имеет доступность более 70% для совместной группировки ГНСС Галилео и Бейдоу.

Так как объединение ГНСС, имеющих наихудшие характеристики доступности по отдельности, позволило существенно улучшить их, то по полученным результатам можно сделать следующий вывод: для улучшения

характеристик доступности ГНСС необходимо использовать совмещенные группировки ГНСС Галилео, ГЛОНАСС, Бейдоу, GPS при любом их сочетании. Наилучшие характеристики будут достигаться при объединении всех ГНСС.

IV. ОРГАНИЗАЦИЯ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Для оценивания характеристик точности выдаваемых навигационных параметров приемником СНС при его работе с различными ГНСС в Летно-исследовательском институте имени М.М. Громова в 2020–2021 годах были проведены летные испытания на летающих лабораториях (ЛЛ) – самолетах Ту-154М и Ил-76МД. При проведении исследований использовалась навигационная аппаратура ГНСС Sigma производства фирмы Javad (США), которая обеспечивает работу по следующим группировкам СНС: GPS на частотах $L1$, $L2$, $L5$; ГЛОНАСС на частотах $L1$, $L2$; Галилео на частотах $E1$, $E5$; Бейдоу на частоте $B1$.

Летный эксперимент по оцениванию навигационной аппаратуры потребителя был организован по следующей схеме (рис. 1). На аэродроме проведения испытаний была установлена базовая контрольная станция (БКС), в состав которой входила навигационная аппаратура потребителя ГНСС Sigma, модем для передачи на борт ЛЛ дифференциальных поправок навигационных спутников всех четырех ГНСС. На борту летающей лаборатории размещался модем для приема дифференциальных поправок от наземной БКС. Инженер-исследователь, находящийся на ЛЛ, во время полета переключал режимы работы приемника СНС в соответствии с полетным заданием. Регистрация информации оцениваемой навигационной аппаратуры потребителя производилась на ЛЛ комплексом бортовых траекторных измерений (КБТИ) [2].

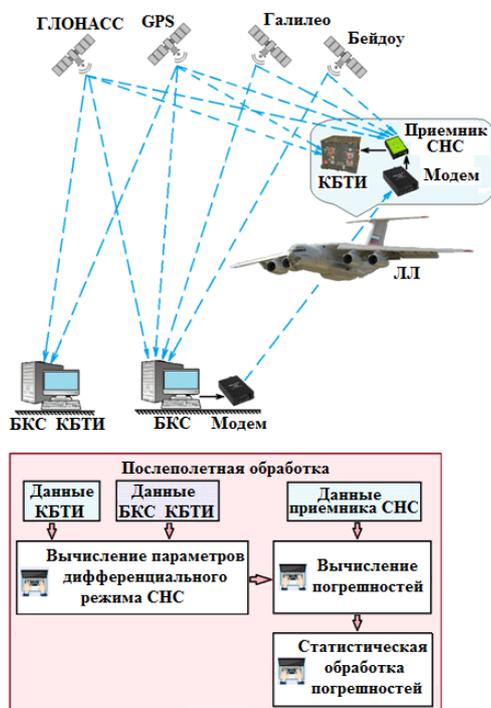


Рис. 1. Схема проведения эксперимента

Оцениваемый приемник СНС Sigma производил также регистрацию своей выходной информации на встроенную карту памяти. Комплекс КБТИ регистрировал вы-

ходную информацию инерциальной навигационной системы И-21, установленной на самолете при проведении эксперимента для определения углов курса, крена и тангажа. Бортовой блок КБТИ и оцениваемая навигационная аппаратура потребителя были подключены с помощью антенного разветвителя к одной антенне СНС. Приемник СНС из состава КБТИ принимал и обрабатывал сигналы навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS.

На аэродроме проведения испытаний была установлена БКС для формирования дифференциального фазового режима с использованием информации встроенного в КБТИ приемника СНС в послеполетной обработке.

Оценка точностных характеристик всех режимов бортовой навигационной аппаратуры потребителя проводилась на земле после полета. В качестве действительных значений траекторных параметров ЛЛ использовались данные дифференциального фазового режима КБТИ.

На летающей лаборатории Ту-154М модем не устанавливался. Поэтому во всех 23-х полетах Ту-154М оцениваемая аппаратура потребителя Sigma работала в стандартном режиме. На ЛЛ Ил-76МД были выполнены 15 полетов. Аппаратура потребителя Sigma получала поправки с БКС с помощью модема и формировала данные дифференциального режима СНС в реальном времени полета. Продолжительность каждого летного эксперимента составляла от 1 до 2 часов. Полеты выполнялись при следующих условиях: углы крена от -31° до $+32^\circ$, углы тангажа от -7° до $+16^\circ$, путевая скорость до 819 км/ч, высота до 10000 м., удаление от БКС не превышало 362 км.

Определение точностных характеристик вычисляемых координат и составляющих вектора скорости осуществлялось при работе аппаратуры Sigma в следующих режимах:

- 1 – ГЛОНАСС;
- 2 – GPS;
- 3 – Бейдоу;
- 4 – Галилео;
- 5 – ГЛОНАСС/GPS;
- 6 – ГЛОНАСС/Бейдоу;
- 7 – ГЛОНАСС/Галилео;
- 8 – GPS/Бейдоу;
- 9 – GPS/Галилео;
- 10 – Бейдоу/Галилео;
- 11 – ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу;
- 12 – ГЛОНАСС/GPS/Галилео;
- 13 – ГЛОНАСС/Бейдоу/Галилео;
- 14 – GPS/Бейдоу/Галилео;
- 15 – ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу/Галилео.

V. РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ СТАНДАРТНОГО РЕЖИМА

В процессе полетов аппаратура потребителя ГНСС Sigma обеспечила устойчивое функционирование во всех режимах работы. По количеству принимаемых СНС в условиях полета при работе в стандартном режиме получены следующие результаты:

- ГЛОНАСС – до 10 СНС;
- GPS – до 13 СНС;

- Галилео – до 8 НС;
- Бейдоу – до 14 НС.

По материалам выполненных полетов произведена статистическая обработка с целью получения точностных характеристик по широте, долготе и высоте аппаратуры ГНСС Sigma во всех режимах работы. В каждом из режимов аппаратура суммарно работала не менее 1 часа. По полученным значениям погрешностей производились оценки математического ожидания m и среднеквадратического отклонения σ . Далее вычислялась величина $\delta = |m| + 2\sigma$. Для нормального закона распределения погрешности δ характеризует величину, которую абсолютное значение погрешности не превышает с вероятностью 0,95. Полученные значения δ для каждого режима работы аппаратуры ГНСС Sigma представлены в табл. 2.

ТАБЛИЦА 2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОГРЕШНОСТИ Δ ПО КООРДИНАТАМ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЯ ГНСС SIGMA В СТАНДАРТНОМ РЕЖИМЕ

№ п/п	Режим работы СНС	Погрешность δ , м		
		широта	долгота	высота
1	ГЛОНАСС	5,2	6,7	12,9
2	GPS	1,3	1,6	4,9
3	Бейдоу	1,6	1,9	5,4
4	Галилео	1,5	2,5	5,1
5	ГЛОНАСС/GPS	2,1	2,6	7,9
6	ГЛОНАСС/Бейдоу	2,1	2,4	8,1
7	ГЛОНАСС/Галилео	3,4	4,2	8,5
8	GPS/Бейдоу	0,8	1,4	5,5
9	GPS/Галилео	0,9	1,4	4,9
10	Бейдоу/Галилео	2,1	3,0	7,4
11	ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу	1,0	1,6	6,6
12	ГЛОНАСС/GPS/Галилео	1,5	1,6	6,6
13	ГЛОНАСС/Бейдоу/Галилео	1,6	2,4	8,0
14	GPS/Бейдоу/Галилео	1,2	2,1	3,8
15	ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу/Галилео	1,4	2,4	4,4

Все величины в табл. 2, характеризующие погрешности аппаратуры потребителя в стандартном режиме работы, не превышают 13 м. При раздельном использовании ГНСС наибольшие характеристики погрешности получены у ГЛОНАСС, наименьшие – у GPS. Погрешности ГНСС GPS, Бейдоу и Галилео в целом сопоставимы и отличаются не более чем на 1 метр.

При совместном использовании по две ГНСС можно отметить, что значения погрешностей совмещенных группировок с ГЛОНАСС имеют большие величины по сравнению с погрешностями группировок без ГНСС ГЛОНАСС. Погрешности у группировок ГНСС GPS/Галилео и GPS/Бейдоу сопоставимы. Наибольшие характеристики погрешности получены у группировки ГНСС ГЛОНАСС/Галилео.

У группировок с комбинацией из трех ГНСС погрешности по координатам имеют сопоставимые значения, при этом по высоте наблюдается явное отличие. Так, максимальная погрешность высоты получена у группировки ГНСС ГЛОНАСС/Бейдоу/Галилео, а наименьшая погрешность – у группировки GPS/Бейдоу/Галилео.

Погрешности группировки, совмещающей все четыре ГНСС, находятся на уровне минимальных значений, содержащихся в таблице.

VI. ОЦЕНИВАНИЕ КООРДИНАТ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ФАЗОВОГО РЕЖИМА РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

В процессе полетов ЛЛ Ил-76МД аппаратура ГНСС Sigma обеспечила функционирование по всем группировкам ГНСС в дифференциальном фазовом режиме в реальном времени. Отмечены случаи кратковременного (до 25 сек) выхода из дифференциального фазового режима, которые не связаны с прекращением приема дифференциальных поправок. Необходимо отметить, что в период проведения исследований в испытательной зоне аэродрома наблюдалась неблагоприятная помеховая обстановка, которая существенно влияла на качество фазовых измерений. Наблюдались пропадания сигналов НС в бортовых приемниках ГНСС самолета, в большей степени этому были подвержены сигналы НС GPS.

Аппаратура ГНСС Sigma в дифференциальном фазовом режиме реального времени производила разрешение фазовой неоднозначности с использованием способов плавающего и фиксированного решения. Потенциальная точность плавающего решения находится на уровне нескольких дециметров, точность фиксированного решения – нескольких сантиметров. При использовании многочастотных измерений разрешение фазовой неоднозначности улучшается, а точности плавающего и фиксированного решения повышаются. Изменение способа разрешения неоднозначности в приемнике происходило автоматически, без возможности управления.

В условиях полета максимальное число принимаемых НС в дифференциальном режиме работы составило: ГЛОНАСС – 12 НС, GPS – 13 НС, Галилео – 9 НС, Бейдоу – 16 НС.

В результате статистической обработки материалов выполненных полетов на ЛЛ Ил-76МД определены погрешности дифференциального фазового режима реального времени по широте, долготе и высоте для всех группировок ГНСС. В табл. 3 приведены результаты статистической обработки – величины $\delta = |m| + 2\sigma$ при использовании различных ГНСС во всех сочетаниях.

ТАБЛИЦА 3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОГРЕШНОСТИ Δ ПО КООРДИНАТАМ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЯ ГНСС SIGMA В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОМ РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

№ п/п	Группировка СНС	Погрешность δ , м		
		широта	долгота	высота
1	ГЛОНАСС	0,36	0,90	1,31
2	GPS	0,13	0,32	0,52
3	Бейдоу	0,39	0,61	0,96
4	Галилео	0,32	0,68	0,63
5	ГЛОНАСС/GPS	0,15	0,20	0,25
6	ГЛОНАСС/Бейдоу	0,56	1,29	0,40
7	ГЛОНАСС/Галилео	0,12	0,19	0,19
8	GPS/Бейдоу	0,13	0,23	0,32
9	GPS/Галилео	0,38	0,18	0,97
10	Бейдоу/Галилео	0,30	0,76	0,54
11	ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу	0,32	0,49	0,57
12	ГЛОНАСС/GPS/Галилео	0,10	0,16	0,23
13	ГЛОНАСС/Бейдоу/Галилео	1,02	0,44	0,79
14	GPS/Бейдоу/Галилео	0,34	0,61	0,57
15	ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу/Галилео	0,10	0,15	0,25

VII. Выводы

Статистическая обработка для каждого сочетания была проведена по совместным данным без разделения на способы разрешения фазовой неоднозначности. Отмечено, что на дальностях до 70 км от БКС по всем группировкам ГНСС разрешение неоднозначности преимущественно производится с использованием фиксированного решения.

На удалениях более 180 км разрешение фазовой неоднозначности производится с использованием плавающего решения, и погрешности, вообще говоря, возрастают. Полетные задания строились таким образом, чтобы для каждого сочетания использования ГНСС были участки полета и на небольших удалениях от БКС, и на значительных.

Все величины погрешностей в табл. 3 не превышают 1,3 м. Для объединенной группировки ГНСС ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу/Галилео во всех полученных реализациях разрешение фазовой неоднозначности на дальностях от БКС до 209 км производилось фиксированным решением, и погрешности координат находились на уровне $0,1 \div 0,4$ м, что объясняется максимальным количеством используемых НС (до 42) и использованием двухчастотных измерений.

В результате выполненного анализа погрешностей дифференциального фазового режима реального времени явная зависимость точностных характеристик от состава группировки ГНСС не просматривается. Основными критериями увеличения точности определения местоположения является использование фиксированного способа разрешения фазовой неоднозначности и максимального количества фазовых измерений по НС.

Отметим, что погрешности по составляющим вектора скорости и для стандартного режима, и дифференциального фазового режима при всех сочетаниях использования ГНСС, оцененные с помощью величины $\delta = |m| + 2\sigma$, находились на уровне $0,12 \div 0,20$ м/с.

Полученные оценки погрешностей свидетельствуют о возможности использования дифференциального фазового режима в системе обеспечения точного самолетовождения на всех этапах полета [3, 4].

1. Для обеспечения требуемого уровня доступности необходимо совместное использование нескольких ГНСС. Наилучшие характеристики доступности будут достигаться при объединении всех четырех ГНСС.
2. Характеристики бортовой навигационной аппаратуры ГНСС при работе по ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Галилео, Бейдоу в стандартном режиме соответствуют требованиям регламентирующих документов, предъявляемым к аппаратуре ГНСС, подлежащей установке на воздушные суда Гражданской авиации. Наиболее предпочтительным режимом работы ГНСС является совмещенная группировка ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу/Галилео, так как ее погрешности находятся на минимально возможном уровне.
3. При использовании дифференциального фазового режима реального времени, например, для выполнения оценок характеристик в темпе полета, рекомендуется выполнять полеты до удаления 70 км от БКС. В случае полетов на большие дальности целесообразно использовать объединенную группировку СНС ГЛОНАСС/GPS/Бейдоу/Галилео.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Том 1. Радионавигационные средства. ИКАО. (Шестое издание). 2006 г.
- [2] Харин Е.Г., Копылов И.А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.
- [3] Ясенюк А.В., Поликарпов В.Г., Харин Е.Г. и др. Система оценки точностных характеристик бортовой радиолокационной станции. Патент РФ № 2314553, 2006 г.
- [4] Власов П.Н., Харин Е.Г., Копылов И.А., Поликарпов В.Г., Ясенюк А.В., Копелович В.А., Паденко В.М. Технология проведения траекторных измерений для оценки взлета и посадки самолета на корабль с использованием комплекса бортовых траекторных измерений. М.: Новости навигации, 2013, №2. С. 22–29.

Высокоточный способ определения угловой ориентации беспилотных летательных аппаратов по сигналам спутниковой радионавигационной системы

А.В. Прохорцов
ФГБОУ ВО
«Тульский государственный
университет»
Тула, Россия
ProxAV@rambler.ru

В.А. Смирнов
ФГБОУ ВО
«Тульский государственный
университет»
Тула, Россия
veld071@rambler.ru

О.В. Минина
ФГБОУ ВО
«Тульский государственный
университет»
Тула, Россия
OL-within-sun@yandex.ru

Аннотация—Рассмотрен способ высокоточного вычисления параметров ориентации беспилотных летательных аппаратов по сигналам спутниковой радионавигационной системы с минимальными временными затратами.

Ключевые слова—параметры ориентации, беспилотный летательный аппарат, спутниковая радионавигационная система, интерферометрический метод.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время значительную роль в процессах оперативного мониторинга окружающей обстановки выполняют беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Масса, габариты, энергопотребление и стоимость бортовой навигационной аппаратуры являются важнейшими параметрами, зачастую определяющими эффективность аппарата в целом.

В связи с санкциями и политикой импортозамещения, бортовое навигационное оборудование отечественных беспилотных летательных аппаратов должно использовать преимущественно отечественную элементную базу. При этом усовершенствование технических характеристик беспилотных летательных аппаратов происходит быстрее, чем развитие отечественных микропроцессоров, что является причиной ограничения вычислительных ресурсов, которые можно использовать для определения углового положения таких летательных аппаратов. С другой стороны, для повышения точности интегрированных навигационных систем необходимо расширение функциональных возможностей спутниковых радионавигационных систем, включая измерение углового положения беспилотного летательного аппарата. Таким образом, актуальным является поиск способов определения углового положения беспилотных летательных аппаратов по сигналам спутниковой радионавигационной системы (СРНС) в реальном масштабе времени при ограниченных вычислительных ресурсах.

В литературе [1, 2] представлены следующие радиотехнические методы решения поставленной задачи:

- радиопеленгационный метод;
- метод измерения отношения «сигнал–шум»;
- частотный метод;

- метод, основанный на измерении векторов линейных скоростей нескольких антенн, расположенных на БПЛА;
- фазовый интерферометрический метод.

Однако для измерения углов БПЛА с помощью радиопеленгационного метода необходима разработка сложной и громоздкой направленной антенной системы, которую трудно разместить на борту малогабаритного БПЛА. Недостатком определения параметров ориентации по отношению «сигнал–шум» является низкая точность. Метод, основанный на измерении векторов линейных скоростей нескольких антенн, расположенных на БПЛА, требует сложных вычислений. Реализация частотного метода также требует больших вычислительных ресурсов. Поэтому необходима разработка способа определения углового положения БПЛА по сигналам СРНС на основе фазового интерферометрического метода, обеспечивающего решение навигационной задачи в реальном масштабе времени при ограниченных вычислительных ресурсах, что является важным при использовании отечественного бортового оборудования.

Основной недостаток фазового интерферометрического метода связан с необходимостью устранения неоднозначности полученных результатов. Привлечение информации о примерных параметрах ориентации БПЛА, определенных с помощью БИНС, устраняет данную проблему. Также в литературе [3] существует значительное количество предложений по конкретным методам исключения неоднозначности в решении задач ориентации.

Целью работы является повышение точности навигации БПЛА путем разработки высокоточного метода определения параметров ориентации по сигналам СРНС с минимальными временными и вычислительными затратами.

II. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Рассмотрим аналитическое решение задачи определения матрицы направляющих косинусов ориентации БПЛА на основе фазового интерферометрического метода.

Углы курса, крена и тангажа БПЛА определяются известным образом по матрице направляющих косинусов:

$$\psi = \arctg \frac{-c_{31}}{c_{11}},$$

$$\upsilon = \arcsin(c_{21}),$$

$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{-c_{23}}{c_{22}},$$

где c_{ij} – элементы i -ой строки и j -ого столбца матрицы направляющих косинусов, характеризующей положение БПЛА в связанной системе координат:

$$C = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix},$$

где

$$c_{11}^0 = \frac{l_2}{\sqrt{l_2^2 + m_2^2 + n_2^2}}; \quad c_{21}^0 = \frac{m_2}{\sqrt{l_2^2 + m_2^2 + n_2^2}},$$

$$c_{31}^0 = \frac{n_2}{\sqrt{l_2^2 + m_2^2 + n_2^2}}; \quad c_{12}^0 = \frac{l_1}{\sqrt{l_1^2 + m_1^2 + n_1^2}},$$

$$c_{22}^0 = \frac{m_1}{\sqrt{l_1^2 + m_1^2 + n_1^2}}; \quad c_{32}^0 = \frac{n_1}{\sqrt{l_1^2 + m_1^2 + n_1^2}},$$

$$c_{13}^0 = \frac{m_2 n_1 - n_2 m_1}{\sqrt{(m_2 n_1 - n_2 m_1)^2 + (l_2 n_1 - n_2 l_1)^2 + (l_2 m_1 - m_2 l_1)^2}},$$

$$c_{23}^0 = \frac{l_2 n_1 - n_2 l_1}{\sqrt{(m_2 n_1 - n_2 m_1)^2 + (l_2 n_1 - n_2 l_1)^2 + (l_2 m_1 - m_2 l_1)^2}},$$

$$c_{33}^0 = \frac{l_2 m_1 - m_2 l_1}{\sqrt{(m_2 n_1 - n_2 m_1)^2 + (l_2 n_1 - n_2 l_1)^2 + (l_2 m_1 - m_2 l_1)^2}}.$$

Параметры l_1, m_1, n_1 и l_2, m_2, n_2 , в свою очередь, определяются по результатам измерений аппаратуры СРНС:

$$n_i = \frac{-2(f_i p + t_i c) \pm 0,5\sqrt{D_i}}{1 + p^2 + c^2},$$

$$m_i = t_i + c n_i,$$

$$l_i = f_i + p n_i,$$

$$x_i = x_{si} - x_0, \quad y_i = y_{si} - y_0, \quad z_i = z_{si} - z_0$$

$$t_1 = d_1 \frac{x_1 k_2 \cos \alpha_2 - x_2 k_1 \cos \alpha_1}{x_1 y_2 - x_2 y_1},$$

$$t_2 = d_2 \frac{x_1 k_2 \cos \beta_2 - x_2 k_1 \cos \beta_1}{x_1 y_2 - x_2 y_1},$$

$$f_1 = d_1 \frac{y_2 k_1 \cos \alpha_1 - y_1 k_2 \cos \alpha_2}{x_1 y_2 - x_2 y_1},$$

$$f_2 = d_2 \frac{y_2 k_1 \cos \beta_1 - y_1 k_2 \cos \beta_2}{x_1 y_2 - x_2 y_1},$$

$$c = \frac{z_1 x_2 - z_2 x_1}{x_1 y_2 - x_2 y_1}, \quad p = \frac{z_2 y_1 - z_1 y_2}{x_1 y_2 - x_2 y_1},$$

$$k_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2},$$

$$D_i = 4(f_i p + t_i c)^2 - 4(1 + p^2 + c^2)(f_i^2 + t_i^2 - d_i^2),$$

где x_{si}, y_i, z_i – координаты i -ого спутника; x_0, y_0, z_0 – координаты точки пересечения прямых, соединяющих антенны приемной аппаратуры; α_i, β_i – углы между продольной и поперечной осями подвижного объекта и направлением на i -й спутник; d_1, d_2 – расстояние между антеннами, установленными по продольной и поперечной осями БПЛА соответственно.

На рис. 1 показано геометрическое представление способа определения параметров ориентации БПЛА. AB и CD – продольная и поперечная оси БПЛА. В точках A, B, C и D установлены антенны СРНС.

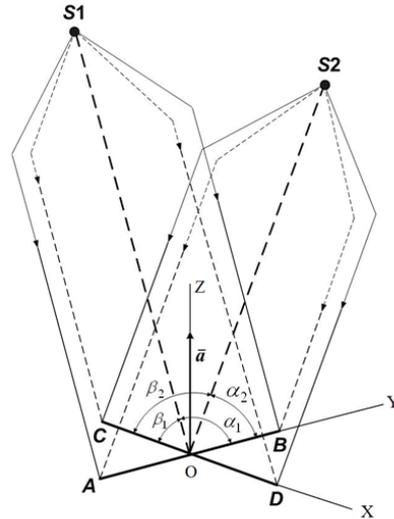


Рис. 1. К определения угловой ориентации БПЛА с помощью двух спутников

Для подтверждения эффективности предложенных алгоритмов решения задачи ориентации проведено численное моделирование с использованием инженерного математического программного обеспечения. На имитаторе сигналов спутниковых навигационных систем СН-3801 задавались параметры спутниковых сигналов, соответствующие движению летательного аппарата по окружности с радиусом 4 км и со скоростью 100 м/с. Формируемые имитатором сигналы принимались спутниковым навигационным оборудованием. По данным со спутникового навигационного оборудования проведен расчет углов курса, крена и тангажа с использованием разработанных аналитических выражений. Полученные данные сопоставлены с данными, полученными в результате программного моделирования.

Проведен анализ погрешностей определения углов ориентации и временные затраты на их вычисление при

применении предложенных аналитических формул на основе фазового интерферометрического метода.

Для определения углового положения применялась одинаковая точность расчета требуемых значений итеративным и аналитическим методами. Результаты сравнения различных методов определения параметров ориентации представлены в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ И ВРЕМЕНИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ БПЛА АНАЛИТИЧЕСКИМ И ИТЕРАТИВНЫМ МЕТОДАМИ

Наименование исследуемого параметра	Погрешность расчета			Временные затраты аналитического метода относительно итеративного, %
	Итеративный метод, град	Аналитический метод, град	Разность, град	
Угол курса	0.00013	0.00013	0,0000	52
Угол крена	0.00016	0.00016	0,0000	
Угол тангажа	0.00006	0.00006	0,0000	

Результаты сравнительного моделирования показали, что применение предложенного способа позволяет минимизировать вычислительные затраты на определение

параметров ориентации и увеличить точность их вычисления. Таким образом, расширяются возможности реализации предложенных алгоритмов на основе отечественной элементной базы.

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные аналитическим способом выражения для определения углов курса, крена и тангажа БПЛА позволяют упростить вычислительные процессы, протекающие в программной части бортовой приемной аппаратуры СРНС, и сократить время, необходимое на определение параметров ориентации БПЛА, что обеспечивает экономичность расходования вычислительных ресурсов бортовой аппаратуры.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пешехонов В.Г. Проблемы и перспективы современной гироскопии // Изв.вузов. Приборостроение. 2000. Т.43. № 1–2. С. 48–55.
- [2] Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / под ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. М.: Физмалит, 2006. 424 с.
- [3] Степанов О.А., Кошаев Д.А. Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 1999. № 2. С. 30–55.

Позиционирование по измерениям псевдодальностей с помощью метода Банкрофта: подходы к описанию нелинейного распределения ошибок

Д.А. Бедин

Институт математики и механики им. Н. Н. Красовского
Уральского отделения Российской академии наук
(ИММ УрО РАН)

Екатеринбург, Россия

ORCID: 0000-0002-3790-2943, bedin@imm.uran.ru

Аннотация—Метод Банкрофта представляет собой способ аналитического решения задачи позиционирования по измерениям псевдодальностей. В случае четырех измерений решение метода совпадает с решением метода максимального правдоподобия. Погрешность метода нелинейным образом связана с ошибками измерений, зачастую распределение решений нельзя эффективно описать при помощи стандартного эллипсоида рассеивания. В работе предложено описание дуги, вдоль которой распределены решения.

Ключевые слова—мультилатерация, задача позиционирования, измерение псевдодальностей.

I. ПОЗИЦИОНИРОВАНИЕ ПО ПСЕВДОДАЛЬНОСТЯМ

Под термином измерение псевдодальности подразумевается измерение времени прихода некоторого сигнала на приемник. Так, для измерений системы мультилатерации верно

$$t_i = t + \frac{1}{c}d_i + w_i, \quad (1)$$

где t_i – время прихода сигнала на i -ю базовую станцию (БС), t – неизвестное время излучения сигнала, w_i – случайная ошибка измерения. Ошибки для разных станций являются независимыми. Символом d_i обозначено евклидово расстояние между воздушным судном (ВС) с координатами $r \in R^3$ и i -й БС, находящейся в точке r_i :

$$d_i = \|r - r_i\|.$$

Скорость света c далее будем считать равной единице и опускать в формулах для более компактной записи. Такой прием соответствует измерению временных промежутков в метрах, которые за этот промежуток проходит радиоволна.

Под задачей позиционирования подразумевается вычисление оценки \hat{r} положения r ВС по набору $\{t_i : i = 1, \dots, m\}$ известных времен прихода сигнала от m различных БС [1, 6].

Для задачи позиционирования разработано много методов решения [1, 5]. Наилучшей точности достигают методы максимального правдоподобия, численные процедуры которых представляют собой итеративное улучшение оценки [3, 5]. Однако для старта итераций необходимо качественное начальное приближение.

Для его получения хороши методы аналитического (или полуаналитического) решения относительно переменных t и r нелинейной системы

$$\begin{cases} t_i = t + \|r - r_i\|, \\ i = 1, \dots, m, \end{cases} \quad (2)$$

идущей от модели (1) при предположении нулевых ошибок измерения. Для этой задачи классическим методом решения является метод Банкрофта [2, 6]. Однако до сих пор осуществляется научный поиск и предлагаются новые подходы [1, 4, 5].

II. МЕТОД БАНКРОФТА

Метод Банкрофта [2] позволяет аналитически получить оценку \hat{r} для $m = 4$. При условии, что случайные ошибки измерения отсутствуют, оценка совпадает с истинным положением ВС. Для случая $m > 4$ на практике обычно применяется модификация метода [2, 5] в которой используется псевдообращение матрицы по Муру–Пенроузу.

Выпишем основные соотношения этого метода (обозначения и формулы взяты из отчета [6]).

Для решения системы (2) переходят к новой системе, возводя в квадрат левые и правые части равенства (здесь и далее символ $(\cdot)^2$, примененный к вектору, имеет смысл квадрата его нормы):

$$\begin{cases} (t_i - t)^2 = (r - r_i)^2 \\ i = 1, \dots, m. \end{cases} \quad (3)$$

Введем обозначения:

$$\theta = \begin{bmatrix} r \\ t \end{bmatrix}, \quad \lambda = \frac{1}{2}(r^T r - t^2),$$

Работа выполнена в рамках исследований, проводимых в Уральском математическом центре при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (номер соглашения 075-02-2022-874).

$$R = \begin{bmatrix} r_1^T \\ \vdots \\ r_m^T \end{bmatrix}, T = \begin{bmatrix} t_1 \\ \vdots \\ t_m \end{bmatrix}, B = [R \quad -T], \quad (4)$$

$$b = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} r_1^T r_1 - t_1^2 \\ \vdots \\ r_m^T r_m - t_m^2 \end{bmatrix}, \quad 1_m = \begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix} \left. \vphantom{\begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}} \right\} m \text{ раз}.$$

В новых обозначениях уравнение (3) можно переписать в виде

$$B\theta = 1_m \lambda + b \quad (5)$$

и получить промежуточное решение

$$\theta = u_0 \lambda + v_0, \quad u_0 = B^{-1} 1_m, \quad v_0 = B^{-1} b \quad (6)$$

в случае $m = 4$ или

$$\theta = u_0 \lambda + v_0, \quad u_0 = B^+ 1_m, \quad v_0 = B^+ b \quad (7)$$

для случая $m > 4$. Здесь под B^+ понимается псевдообратная по Муру–Пенроузу матрица: $B^+ = (B^T B)^{-1} B^T$. Будем использовать уравнение (7), так как для $m = 4$ верно $B^+ = B^{-1}$ (предполагаем, что матрица B полного ранга).

Уравнение (7) не определяет решение θ полностью, а только с точностью до скалярного параметра λ . Для вычисления «правильного» значения λ соотношения (7) подставляют в изначальное определение переменной λ из формулы (4), которое действует как ограничение типа равенства на переменные r, t, λ :

$$g(r, t, \lambda) = \frac{1}{2} (r^T r - t^2) - \lambda = 0. \quad (8)$$

Учет ограничения (8) приводит к квадратному уравнению на λ , обычно имеющему два решения $\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2$. Подставляя эти решения в (7), можно получить две оценки $\hat{\theta}_1, \hat{\theta}_2$, одна из которых близка к истинному значению θ , а другая «ложная». Определение того, какая именно из них истинная, происходит при помощи дополнительных условий [6], например условия, что оценка \hat{r} должна находиться выше поверхности Земли.

III. ЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ ОШИБОК МЕТОДА БАНКРОФТА

Оценка \hat{r} Банкрофта положения ВС является функцией от набора $\{t_i : i = 1, \dots, m\}$ времен прихода сигнала на систему ВС. Поскольку t_i содержат в себе случайные ошибки w_i , оценка \hat{r} сама является случайной величиной со своим распределением.

Для малых значений w_i хорошо работает линейное приближение

$$\hat{\theta} \approx \theta + \sum_{i=1}^m \frac{\partial \hat{\theta}}{\partial t_i} w_i. \quad (9)$$

Применяя формулу (7), получим:

$$\frac{\partial \hat{\theta}}{\partial t_i} = \frac{\partial u_0}{\partial t_i} \lambda + u_0 \frac{\partial \lambda}{\partial t_i} + \frac{\partial v_0}{\partial t_i}.$$

Запишем выражение (4), определяющее λ , в виде

$$\lambda = \frac{1}{2} \theta^T \Omega \theta, \quad \Omega = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

Тогда для λ , соответствующей оценке $\hat{\theta}$, выполнено

$$\frac{\partial \lambda}{\partial t_i} = \hat{\theta}^T \Omega \frac{\partial \hat{\theta}}{\partial t_i}$$

и

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{\theta}}{\partial t_i} &= (I_{4 \times 4} - u_0 \hat{\theta}^T \Omega)^{-1} \left(\frac{\partial u_0}{\partial t_i} \lambda + \frac{\partial v_0}{\partial t_i} \right) = \\ &= (I_{4 \times 4} - u_0 \hat{\theta}^T \Omega)^{-1} \left((B^T B)^{-1} \frac{\partial B^T}{\partial t_i} \hat{\theta} - \right. \\ &\quad \left. - \left(B^+ \frac{\partial B}{\partial t_i} + (B^T B)^{-1} \frac{\partial B^T}{\partial t_i} B \right) B^+ \hat{\theta} + B^+ \frac{\partial b}{\partial t_i} \right), \end{aligned} \quad (10)$$

где

$$\frac{\partial B}{\partial t_i} = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 0 \\ \vdots & & \vdots \\ 0 & \dots & -1 \\ \vdots & & \vdots \\ 0 & \dots & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} 1 \\ i \\ m \end{matrix}, \quad \frac{\partial b}{\partial t_i} = \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ -t_i \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} 1 \\ i \\ m \end{matrix}. \quad (11)$$

Используя формулу (9), в которой производные вычисляются по формулам (10)–(11), можно записать выражение для матрицы ковариации

$$\text{Var}\{\hat{\theta}\} \approx \Sigma = \sum_{i=1}^m \frac{\partial \hat{\theta}}{\partial t_i} \left(\frac{\partial \hat{\theta}}{\partial t_i} \right)^T \sigma_i^2, \quad (12)$$

где σ_i – среднеквадратичное отклонение (СКО) случайных ошибок w_i для станции номер i .

IV. ДУГА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ РЕШЕНИЙ БАНКРОФТА

Из-за нелинейного характера зависимости \hat{r} от t_i распределение ошибок \hat{r} во многих важных частных случаях не похоже на обычное эллиптическое «облако».

Так, для широкозонной мультilaterации характерно нахождение системы ВС на поверхности Земли, в то время как наблюдаемое ВС находится над ней. Также зачастую горизонтальные координаты ВС находятся вне выпуклой оболочки горизонтальных координат ВС, то есть «сбоку» от системы станций. В этом случае распределение ошибок представляет собой вытянутое дугообразное облако, одна из частей которого соответствует «истинному» корню $\hat{\lambda}_i$, а другая – «ложному».

Для наглядной иллюстрации описанных эффектов было произведено моделирование. На рис. 1 приведено изображение горизонтальной плоскости с системой БС (красные «звезды»), использованной в моделировании. Черным крестом обозначено положение ВС.

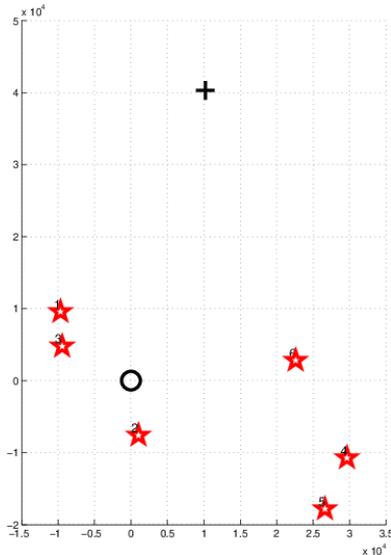


Рис. 1. Модельное расположение БС на поверхности Земли. Положение ВС отмечено крестом

На рис. 2 изображено распределение оценок Банкрофта, полученных для зашумленных замеров t_i . В моделировании было сформировано 1000 разных наборов зашумленных t_i , СКО σ_i случайных ошибок w_i для всех станций принималось равным 100 м. Черным ромбом обозначена «ложная» оценка Банкрофта, полученная по незашумленным измерениям t_i . Красные и зеленые точки суть оценки Банкрофта. Зеленые соответствуют «истинному» корню, красные суть «ложные» оценки.

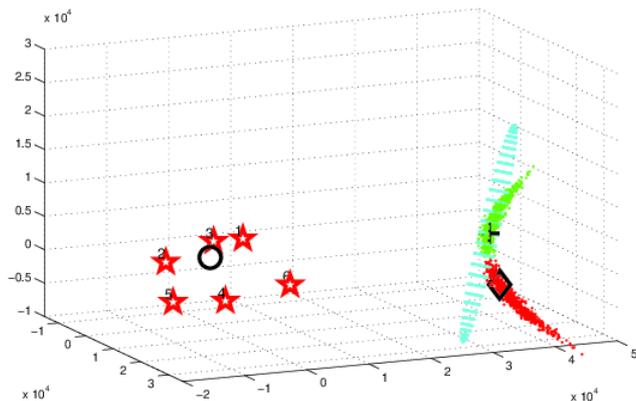


Рис. 2. Распределение оценок Банкрофта. Система БС показана «звездами», крест соответствует истинному положению ВС, ромб – «ложному» решению, полученному по незашумленным замерам. Салатовая фигура – эллипсоид рассеивания, посчитанный исходя из формул первого приближения

Видно, что распределение имеет сложную форму, напоминающую бумеранг. В то же время модель (9), (12) предполагает эллиптическое облако распределения. На рис. 2 салатовым цветом изображен эллипсоид, соответствующий матрице Σ из уравнения (12). Главные оси эллипсоида умножены на 3, что должно давать гарантию вхождения оценок внутрь эллипсоида с вероятностью,

большой 0.99. Как видно, этого не происходит, и большое количество оценок лежит вне эллипсоида.

Таким образом, в рассмотренном частном случае линейная модель ошибок (9) не подходит для описания распределения оценок Банкрофта. В попытке описать форму распределения, автор сделал следующее наблюдение.

Уравнение (7) можно трактовать как минимизацию невязок в уравнении (5), но при этом не по всем переменным r , t , λ , а только по тем из них, которые входят в θ , то есть по r , t . В результате в пятимерном пространстве переменных r , t , λ выделяется одномерное линейное множество, параметризованное свободной переменной λ . Далее ограничение (8) используется для определения подходящих значений λ . Схематично такую процедуру можно описать так:

$$\begin{cases} J(r, t, \lambda) = (B\theta - 1_m \lambda - b)^2 \rightarrow \min_{r, t}, \\ g(r, t, \lambda) = 0. \end{cases} \quad (13)$$

Минимизацию по r , t в (13) можно проводить последовательно:

$$\begin{aligned} \min_{r, t} J(r, t, \lambda) &= \min_r \left(\min_t J(r, t, \lambda) \right) = \\ &= \min_t \left(\min_r (Rr - Tt - 1_m \lambda - b)^2 \right). \end{aligned}$$

Рассмотрим условие минимума по r при фиксированных t и λ :

$$R^T R r - R^T T t - R^T 1_m \lambda - R^T b = 0. \quad (14)$$

Важной особенностью этого уравнения является то, что коэффициенты, имеющие отношение к r , то есть коэффициент, стоящий перед r непосредственно, и коэффициент, стоящий перед неявно содержащей r переменной λ , не зависят от измерений t_i . Выпишем также условие минимума по t :

$$T^T R r - T^T T t - T^T 1_m \lambda - T^T b = 0. \quad (15)$$

Уравнение (14) задает в пятимерном пространстве r , t , λ двумерную плоскость (так как содержит в себе три равенства), коэффициенты которой по r и λ не зависят от t_i . Зависят от t_i коэффициент по t и свободный член. Многообразие, задаваемое уравнением (8), от t_i не зависит совсем. Пересечение плоскости, определяемой (14), с многообразием, определяемым (8), происходит по некоторой кривой, которая будет непрерывно меняться в зависимости от t_i . Определим формулу для этой кривой, подставив (8) в (14):

$$\begin{aligned} r - at - \frac{1}{2}u(r^2 - t^2) - v &= 0, \\ a &= (R^T R)^{-1} R^T T, \quad u = (R^T R)^{-1} R^T 1_m, \\ v &= (R^T R)^{-1} R^T b. \end{aligned} \quad (16)$$

Соотношения (16) задают кривую в трехмерном пространстве. Далее уравнение (15) используется для окончательного выделения из кривой двух точек, которые и будут являться оценками Банкрофта.

Проведем анализ кривой (16). Введем три единичных ортогональных вектора: e_0 с условием $e_0 \uparrow \uparrow u$; e_1 из линейной оболочки векторов u и a , ортогональный e_0 , направленный в сторону a (то есть $a^T e_1 > 0$); и третий вектор e_2 , дополняющий пару e_0, e_1 до правой тройки. Координаты вектора r в базисе e_0, e_1, e_2 обозначим соответственно ξ_0, ξ_1, ξ_2 . Вычисляя скалярные произведения векторов базиса на левую часть уравнения (16), получим:

$$\begin{aligned} \xi_2 &= e_2^T v = v_2, \\ \xi_1 &= e_1^T at + e_1^T v = a_1 t + v_1, \\ \xi_0 &= e_0^T at + e_0^T v + \frac{1}{2} \|u\| (\xi_0^2 + \xi_1^2 + \xi_2^2 - t^2) = \\ &= a_0 t + v_0 + \frac{1}{2\nu} (\xi_0^2 + \xi_1^2 + \xi_2^2 - t^2). \end{aligned} \quad (17)$$

Здесь $v_i = e_i^T v$, $a_i = e_i^T a$, а $\nu = 1/\|u\|$.

Координаты ξ_1, ξ_2 аффинно выражаются через t . Координата ξ_0 квадратично связана с t и другими координатами. Выражая в (17) переменную t через координату ξ_1 , получим уравнение

$$\begin{aligned} (\xi_0 - \nu)^2 &= \frac{1 - a_1^2}{a_1^2} \left(\xi_1 - \frac{v_1 + \nu a_0 a_1}{1 - a_1^2} \right)^2 - \\ &= \frac{(v_1 + \nu a_0 a_1)^2}{1 - a_1^2} + \nu^2 (1 - a_0^2) - v_2^2 - 2\nu v_0. \end{aligned} \quad (18)$$

В подавляющем большинстве случаев в моделировании коэффициент a_1 меньше единицы. Как следствие, уравнение (18) описывает гиперболу.

На рис. 3 малиновым цветом показана найденная для незашумленных измерений t_i гиперболы вместе с рас-

пределением оценок Банкрофта. Как видно, гиперболы отражает основную форму распределения.

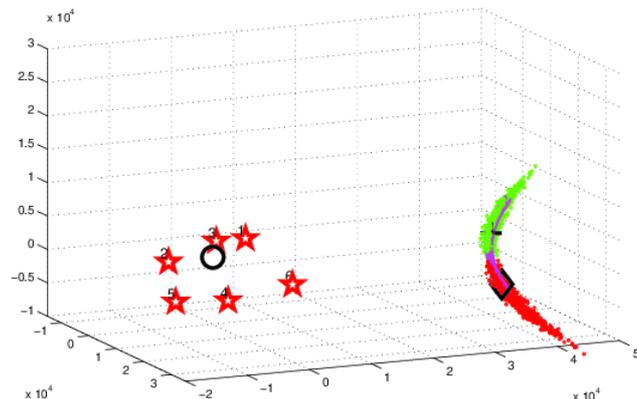


Рис. 3. Распределение оценок Банкрофта. Система БС показана «звездой», крест соответствует истинному положению БС, ромб – «ложному» решению, полученному по незашумленным замерам. Малиновым цветом изображена гиперболы, построенная по уравнению (18)

V. БЛАГОДАРНОСТЬ

Авторы благодарят ООО «Фирма «НИТА» за предоставленные данные и обсуждение постановки задачи.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Mantilla-Gaviria, I.A., Leonardi, M., Galati, G., et al., Localization algorithms for multilateration (MLAT) systems in airport surface surveillance, *Signal, Image and Video Processing*, 2015, vol. 9, pp. 1549–1558. DOI: 10.1007/s11760-013-0608-1.
- [2] Bancroft, S., An algebraic solution of the GPS equations, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1985, vol. 21, no. 7, pp. 56–59.
- [3] Монаков А.А. Модифицированный алгоритм Банкрофта для систем мультilaterации // *Изв. вузов России. Радиоэлектроника*. 2018. №1. С. 50–55.
- [4] Деревянкин А.В., Матасов А.И. О конечном алгоритме определения местоположения объекта по разностям измерений псевдодальностей // *Гироскопия и навигация*. 2015. №2 (89). С. 106–117. DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.2.106-117.
- [5] Romero, L.A., Mason, J., Evaluation of Direct and Iterative Methods for Overdetermined Systems of TOA Geolocation Equations, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2011, vol. 47, no. 2, pp. 1213–1229. DOI: 10.1109/TAES.2011.5751253
- [6] Geyer, M., Aircraft navigation and surveillance analysis for a spherical Earth. Report DOT-VNTSC-FAA-15-01. John A. Volpe National Transportation Systems Center (U.S.), 2014. URL: <https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/12122>.

Корректировка модуля слежения навигационного приемника на основе данных о движении

А.А. Кумарин
НИИЛ-102,
Самарский университет
Самара, Россия
alky_samara@mail.ru

С.В. Шафран
НИИЛ-102,
Самарский университет
Самара, Россия
mailbox-kddk@mail.ru

Д.С. Малахов
НИИЛ-102,
Самарский университет
Самара, Россия
malakhov.ds@ssau.ru

И.А. Кудрявцев
НИИЛ-102,
Самарский университет
Самара, Россия
iep@ssau.ru

Аннотация—В навигационных приемниках на основе программно-определяемого радио (SDR) наибольшая вычислительная нагрузка приходится на модуль слежения за сигналом. В работе исследовался алгоритм слежения с прореживанием. Он позволяет снизить объем вычислений, но имеет ряд ограничений. Были разработаны методики коррекции работы алгоритма, позволяющие увеличить временной интервал, когда слежение не производится, а следовательно, не затрачиваются вычислительные ресурсы. Рассмотрен способ коррекции на основе предыдущих данных слежения и на основе внешних данных о движении приемника. Все предложенные методы позволяют существенно повысить стабильность работы приемника SDR-типа, а также значительно увеличить время, когда слежение может не вестись. Наибольший эффект от внедрения алгоритма может быть достигнут в решениях, где не требуется частое определение позиции приемника, а также для приемников с облачными вычислениями, где важно снижение нагрузки на канал связи.

Ключевые слова—спутниковая навигация, SDR приемник, слежение за сигналом, прореживание данных, коррекция, данные о движении

I. ВВЕДЕНИЕ

Все большую популярность набирают навигационные приемники, построенные по технологии программно-определяемого радио (software-defined radio – SDR). В таких приемниках в аналоговой форме выполняется только усиление и фильтрация сигнала, его перенос на промежуточную частоту и оцифровка. Все дальнейшие действия производятся в цифровом виде. Основной проблемой здесь является большой объем данных, которые необходимо непрерывно и своевременно обрабатывать. Среди всех вычислительных блоков наибольшее количество вычислений требует работа блока слежения за сигналом – зачастую более 90% процессорного времени [1]. В предыдущей работе [2] был разработан алгоритм, использующий прореживание данных для снижения нагрузки на вычислитель. Он заключается в периодическом отключении обработки данных. Цепи коррекции PLL и DLL при этом не работают, а значения частот несущей и кода остаются неизменными с момента последнего расчета. Таким образом, на время пропуска данных процессорное время не затрачивается.

Применяя данный алгоритм, удалось снизить вычислительную нагрузку на 90%, однако это все еще слишком большая нагрузка для запуска алгоритма на микроконтроллере общего назначения или в облачном приемнике с сетью с пропускной способностью 10 Мбит/с и ниже [2].

Для дальнейшего сокращения объема обрабатываемых данных требуется увеличение времени, в течение которого приемник может не проводить коррекцию частот локальных генераторов несущей и кода, приводящей к срыву слежения. Как было рассмотрено раньше, есть принципиальные ограничения, не дающие останавливать слежение на длительный срок. Они связаны, в частности, с уходом фазы несущей за счет изменяющейся Доплеровской частоты, которая меняется даже для статичного приемника за счет движения навигационного космического аппарата.

Таким образом, основное внимание в данной статье будет уделено разработке алгоритма коррекции блока слежения с прореживанием данных. Будет рассмотрен как случай с использованием только данных слежения на предыдущих временных промежутках, так и случай коррекции на основе полученных извне данных о движении приемника.

II. АЛГОРИТМ СЛЕЖЕНИЯ С ПРОПУСКОМ ДАННЫХ

В основе лежит алгоритм слежения по необработанным данным SDR-приемника [3]. В нашей модификации обработка идет по блокам. Каждый блок соответствует данным за время 1 мс. Каждый блок обрабатывается одним из двух алгоритмов: обычный (normal) и пропуск (skip). В обычной обработке ведется штатно, как в обыкновенном приемнике. В алгоритме skip производится только расчет объема данных, который необходимо пропустить.

Обычный алгоритм имеет структуру, показанную на рис. 1 [4]. Он включает в себя перемножение входящего сигнала с локальной репликой несущей, а также с локальной репликой кода.

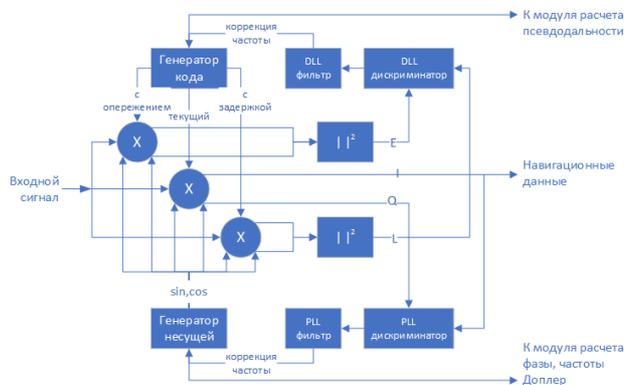


Рис. 1. Схема блока слежения за сигналом

В обычном режиме коррекция производится каждую миллисекунду. Для этого дискриминаторами вычисляются значения, на основе которых далее обновляется значение локальной частоты несущей и задержки дальномерного кода [5]. Поскольку сигнал содержит в себе большое количество шумов, применение коррекции напрямую нецелесообразно, поэтому к значениям дискриминатора применяется фильтр.

В режиме слежения с пропуском часть времени производится коррекция так же, как было описано выше, но за этим этапом следует этап, когда поступающие данные не обрабатываются и коррекция локальных генераторов не производится.

В целях тестирования был разработан блок обработки сигнала, который обрабатывает данные так же, как и в обычном режиме, но не применяет коррекции. Таким образом, возможно увидеть, насколько нарастает ошибка в параметрах локальных генераторов несущей и кода при пропуске данных. В данной работе учитывались различные качественные показатели работы приемника.

Первый из них (качественный) – вид локализации точек комплексной плоскости – результатов работы коррелятора без задержки. При устойчивом захвате сигнала они концентрируются в двух областях, лежащих на действительной оси, при этом расстояние между ними зависит от соотношения «сигнал–шум». Примеры такого графика для обычного слежения, слежения с прореживанием и при потере захвата показаны на рис. 2.

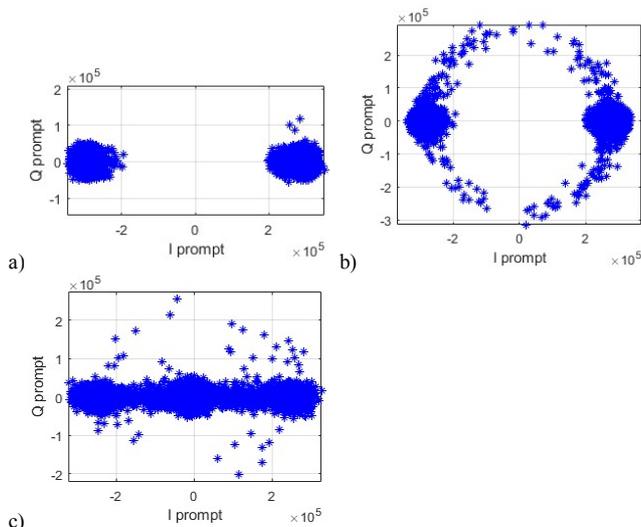


Рис. 2. Примеры результатов работы коррелятора на комплексной плоскости для а) обычного слежения, б) слежения с прореживанием, в) потери захвата

Второй показатель (тоже качественный) – вид зависимости компоненты I от времени. В случае использования обычного слежения без прореживания возможно увидеть биты навигационного сообщения. В случае прореживания навигационное сообщение получить полноценно невозможно, но получаемый график характеризует слежение на определенных временных промежутках. Как правило, при срыве слежения восстановление требует повторного поиска сигнала. Примеры описываемых временных зависимостей для случая без прореживания (обзорно и крупно), с прореживанием (стабильно, нестабильно, при срыве) показаны на рис. 3.

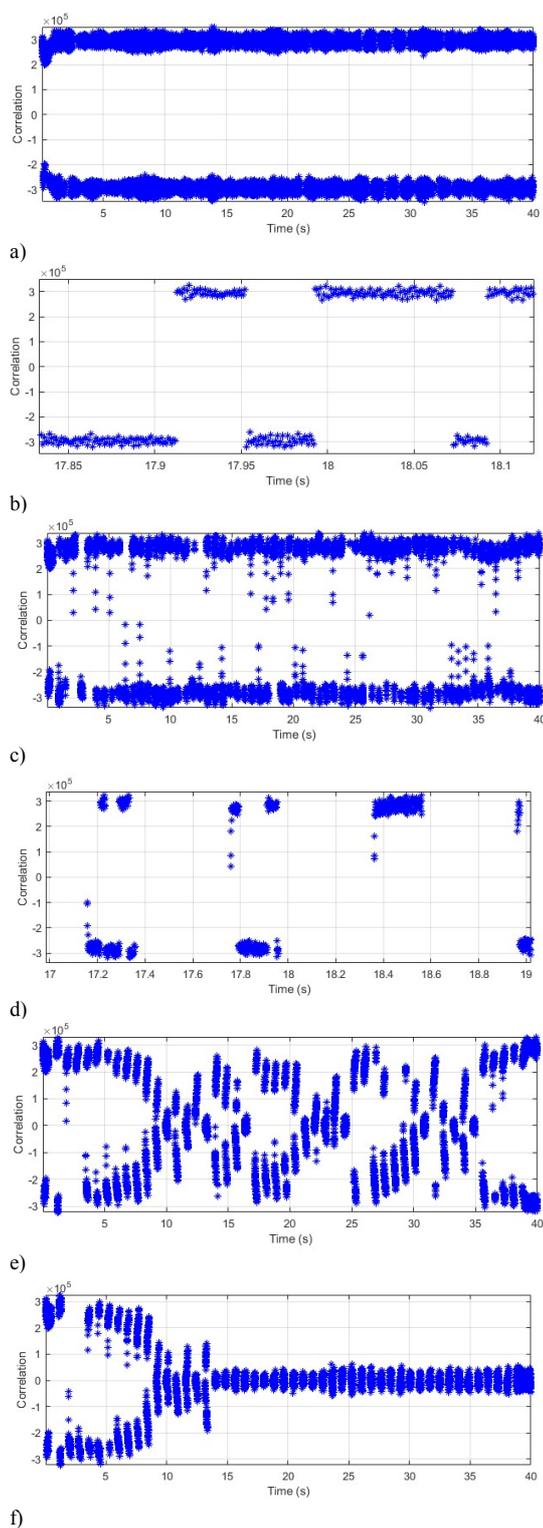


Рис. 3. Примеры работы корреляторов: без прореживания а) общий вид; б) крупно, с прореживанием устойчивый захват; в) общий вид; д) крупно; е) неустойчивый захват; ф) срыв слежения

Третий показатель заключается в том, что максимальное значение корреляции достигается в канале без задержки по отношению к каналам с опережением и с задержкой. В противном случае это может говорить о накоплении ошибки в контуре DLL. Если существенно уменьшается наибольшее из трех значений корреляции, то, скорее всего, это может быть связано с накоплением ошибки в контурах слежения. Примеры результатов работы корреляторов для случая стабильного слежения в

обычном режиме, неустойчивого слежения в режиме прореживания и срыва показаны на рис. 3.

III. ДАННЫЕ ДЛЯ СИМУЛЯЦИИ

Для симуляции движения навигационного приемника был применен программный симулятор GPS-SDR-SIM [6]. На вход симулятора подавалась заданная траектория движения и эфемериды навигационной системы GPS. По заданной траектории симулируется навигационный сигнал на нулевой промежуточной частоте без шумов с учетом движения навигационных спутников. Ошибки, вносимые ионосферой и тропосферой, не учитывались. После симулятора на сигнал был наложен шум с гауссовским распределением таким образом, чтобы соотношение «сигнал–шум» в записи соответствовало минус 20 дБ.

IV. КОРРЕКЦИЯ КОНТУРОВ СЛЕЖЕНИЯ

Навигационный приемник имеет два контура слежения: PLL и DLL. Подходы к построению алгоритмов коррекции этих контуров могут принципиально отличаться. При этом контуры тесно взаимосвязаны и качество работы одного нельзя полностью отделить от качества работы другого. В данной работе основным способом минимизировать эффект данного обстоятельства на результаты исследования было использование одинаковых параметров одного контура при тестировании другого. В частности, для первичных исследований результаты работы одного контура подменялись на результаты слежения без прореживания, чтобы минимизировать влияние на результат.

A. Коррекция DLL

В ходе исследований было выявлено, что для малых промежутков времени (порядка десятков секунд) изменение частоты кода не превышает погрешности определения. Численные эксперименты проводились для статического приемника, приемника, движущегося линейно со скоростями 50, 100 и 150 км/ч с мгновенными разворотами на 180°, и приемника, движущегося по квадрату со скоростью 150 км/ч с мгновенными поворотами на 90°.

Таким образом, наиболее простой способ коррекции DLL – использование в качестве частоты кода взвешенную сумму корректирующего значения и старого значения частоты кода. Сумма весов равна единице, в качестве веса корректирующего сигнала бралось значение 10%. В качестве корректирующего значения взято среднее значение частоты на промежутке времени, когда велось слежение. Усреднение необходимо, поскольку при штатной работе блока расчета дискриминаторов наблюдается существенный шум на выходе. Он не приводит к нестабильности слежения, поскольку компенсируется на следующей итерации работы системы. Однако при прореживании такой компенсации не произойдет ввиду отсутствия обратной связи. Поэтому используемое значение должно быть максимально приближено к истинному. Усреднение уменьшает по крайней мере часть погрешности частоты кода.

B. Коррекция PLL

К PLL применим подход, описанный выше для DLL. Однако частота несущей в значительно большей степени зависит от доплеровской частоты. Поэтому она в значи-

тельной степени изменяется в зависимости от движения приемника. Таким образом, данный подход применим для малоподвижного приемника, в котором частота несущей мало меняется со временем.

Для приемника, установленного на динамический объект, например на автомобиль, более предпочтительным является алгоритм, основанный на использовании данных о движении. В данной работе мы абстрагируемся от конкретного метода получения подобных данных. Это может быть как инерциальная навигационная система, спидометр и компас в автомобиле, так и любая другая система. Основное требование – такая система должна выдавать данные о скорости приемника. На основе этих данных и эфемеридной информации вычисляется предполагаемая доплеровская частота. Эта частота может непосредственно использоваться для коррекции частоты несущей, однако ввиду неидеальности приемника и погрешностей измерения скорости истинная доплеровская частота может быть смещена от той, которая получается при обработке данных приемника. Поэтому альтернативный подход подразумевает использование не самой частоты, а ее изменения относительно моментов времени, когда слежение ведется в обычном режиме.

V. МЕТОДИКА ТЕСТИРОВАНИЯ

Корректирующий сигнал для DLL вне зависимости от метода его получения может содержать шумы и различные погрешности. Для оценки чувствительности к таким ошибкам алгоритма слежения с прореживанием с коррекцией было проведено тестирование с использованием корректирующего сигнала с различным уровнем шума. Шум имел нормальное распределение и накладывался на значение частоты кода, которое использовалось в качестве корректирующего. Коррекция PLL при этом имела неизменный уровень шума.

Корректирующий сигнал для PLL может содержать как погрешность смещения относительно реальных значений, так и шумы. Для оценки чувствительности алгоритма коррекции к таким погрешностям производилось слежение с одинаковыми параметрами прореживания и разным шумом. Шум накладывался на значение частоты несущей, распределение шума нормальное. Коррекция DLL во всех тестах была неизменна.

Комбинированная коррекция на основе исключительно данных слежения на предыдущих временных интервалах является наиболее простой и перспективной с точки зрения аппаратного обеспечения навигационного приемника. Поэтому в данной работе было проведено сравнение уже представленного ранее алгоритма с прореживанием без коррекций с алгоритмом, в котором одновременно производится коррекция DLL на основе усредненных данных в начале слежения и коррекция PLL на основе усредненных данных за вторую половину времени, когда слежение возобновлялось.

VI. РЕЗУЛЬТАТЫ

Результаты теста на чувствительность DLL к шумам корректирующего сигнала приведены на рис. 4. Синим отмечались результаты слежения в обычном режиме, красным – анализ во время прореживания.

Результаты теста на чувствительность PLL к шумам корректирующего сигнала приведены на рис. 5. На графике I составляющей работы коррелятора не визуализировались результаты работы во время прореживания.

Результаты работы алгоритма с коррекцией без применения данных о движении для малоподвижного приемника показаны на рис. 6.

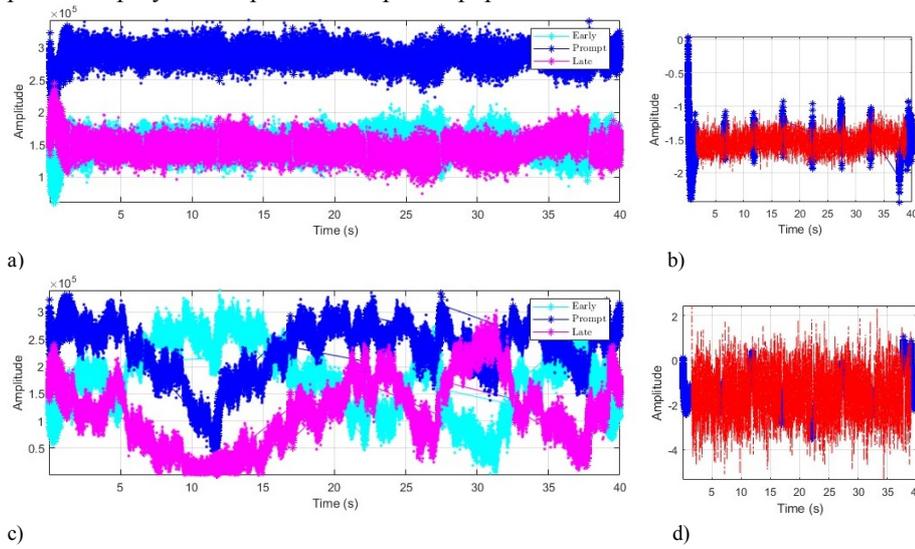


Рис. 4. Исследование чувствительности алгоритма к шумам корректирующего сигнала DLL: а), б) – результаты работы корреляторов и значение дискриминатора DLL для шума 0,5 Гц; с), d) – аналогично для шума 4 Гц

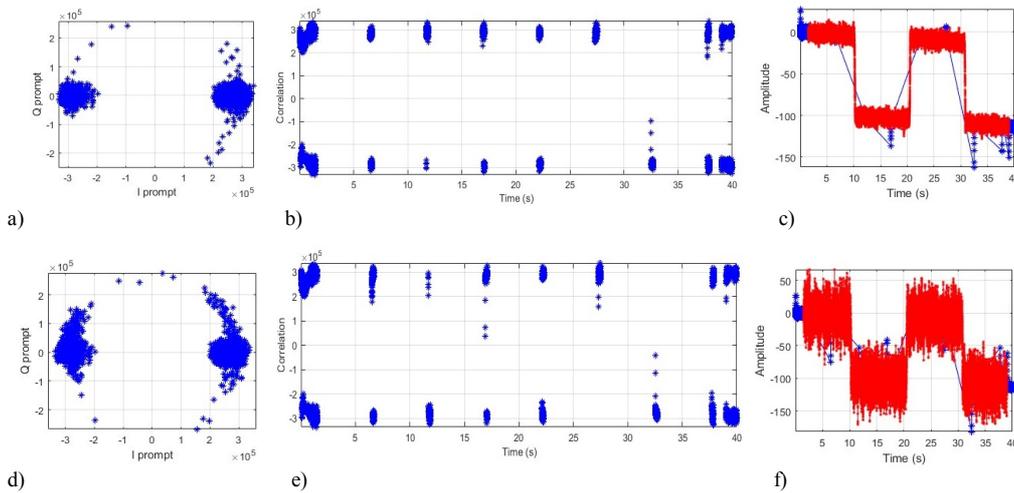


Рис. 5. Тест на чувствительность PLL к шумам корректирующего сигнала: а),б), с) – IQ график, I коррелятор без задержки, частота кода для шума 20 Гц; d),e), f) – аналогично для 80 Гц

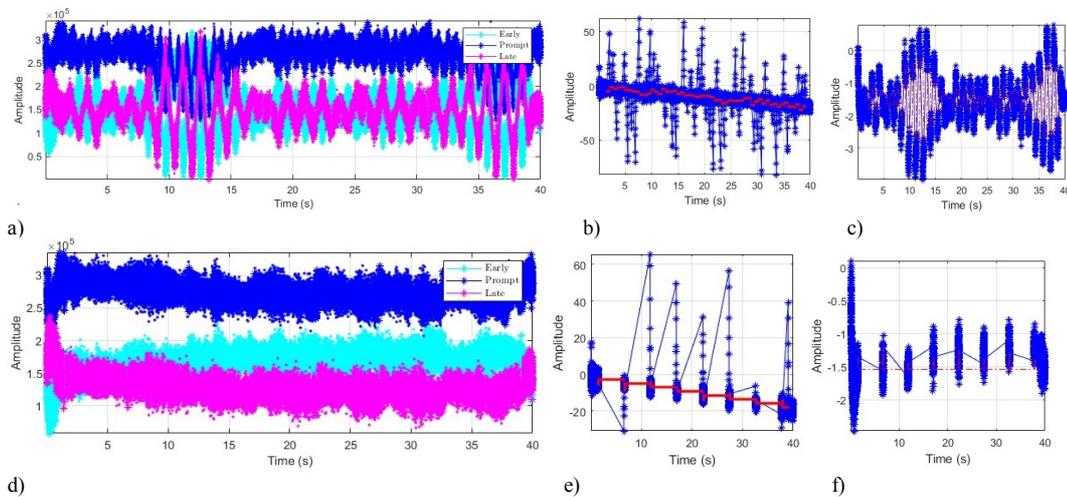


Рис. 6. Коррекция приемника по данным предшествующего слежения: а),б),с) – значения корреляции, дискриминатора PLL и DLL без коррекции; d),e),f) – аналогично для большего интервала пропуска и с коррекцией

VII. ОБСУЖДЕНИЕ

Как видно из результатов классического слежения без прореживания, на промежутках времени порядка десятков секунд дискриминатор DLL меняется пренебрежимо в сравнении с собственным шумом. Это справедливо как для статичного приемника, так и для интенсивного движения по поверхности земли. Например, это было продемонстрировано на примере движения со скоростью 150 км/ч с резкими разворотами. Коррекция DLL на основе данных о движении не требуется. При этом использование фильтрованных результатов слежения без прореживания позволяет существенно повысить стабильность слежения в сравнении с случаем, когда дискриминатор остается неизменным с момента прекращения обработки поступающих данных.

Из приведенных результатов обработки видно, что алгоритм чувствителен к шумам в корректирующем сигнале. Для приведенного примера шум со среднеквадратичным значением 4 Гц приводит к значительному ухудшению стабильности слежения, которое выражается в том, что коррелятор без задержки в некоторые моменты времени дает результат меньше, чем, например, с задержкой. Это может говорить о том, что локальная кодовая последовательность не выровнена с получаемой с навигационного спутника, а имеет задержку. В то же время такой шум превышает уровень шума при полном отсутствии коррекции, а значит, при коррекции без искусственного зашумления ошибка будет значительно ниже.

Также в ходе экспериментов было замечено, что для улучшения качества слежения за счет коррекции по предыдущим данным требуется, чтобы время слежения было достаточным для обеспечения сходимости алгоритма к стабильному значению DLL дискриминатора. Если времени недостаточно, то коррекция может только ухудшить работу алгоритма с прореживанием.

Для PLL заметна иная зависимость от движения. Поскольку движение порождает изменение доплеровской частоты, частота несущей изменяется значительно сильнее и этим изменением уже нельзя пренебрегать. Коррекция возможна в нескольких видах: аналогично с DLL – по усредненному значению до отключения слежения, по линейному прогнозу и по внешним данным о движении.

В случае использования фильтрованных результатов предшествующего слежения результаты для малоподвижного приемника показывают, что слежение с прореживанием и коррекцией превосходит по стабильности слежение с прореживанием без коррекции. Если без коррекции были незаметны нестабильности интервале слежения 200 мс и времени пропуска 500 мс, то для варианта с коррекцией слежение осталось стабильным даже при пропуске 5000 мс. Можно заметить, что появились существенные выбросы на PLL дискриминаторе, однако они быстро компенсируются при возобновлении слежения. Также заметно, что DLL не успевает сойтись к правильному значению, но за счет использования коррекции удается предотвратить его дальнейший уход.

Короткого интервала обычного слежения не всегда достаточно для стабилизации параметров для коррекции. Так, по данным видно, что при интервале 200 мс алгоритм успевает скорректировать изменение частоты несущей. Однако, несмотря на то что уход частоты кода,

как говорилось ранее, не заметен, за столь малый промежуток времени DLL не успевает сойтись на правильном значении. Было выявлено, что при использовании усредненных значений за вторую половину промежутка в 200 мс для коррекции DLL результат получается хуже, чем если использовать данные слежения в самом начале, где была секунда полноценного слежения. Данные с этого интервала остаются актуальными и через 40 секунд.

Длительный интервал пропуска слежения не выгоден, поскольку не позволяет вовремя детектировать дестабилизацию слежения, например, из-за резкого изменения параметров сигнала. Целесообразнее применять относительно небольшие интервалы времени, не более 1 секунды, однако время слежения при этом может сокращаться до минимума, позволяющего понять, как сильно изменились параметры сигнала и нужно ли провести коррекцию. Таким образом, целесообразно в дальнейшем разработать адаптивный алгоритм, который бы корректировал время слежения, когда это необходимо.

VIII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе исследовался алгоритм слежения за сигналом в навигационном приемнике с прореживанием сигнала. Были разработаны методики коррекции работы алгоритма, позволяющие увеличить временной интервал, когда слежение не производится, а следовательно, не затрачиваются вычислительные ресурсы. Для коррекции DLL предлагается добавлять в дискриминатор контура слежения усредненное его значение с промежутка времени, когда слежение велось. Эти данные остаются актуальными на промежутке времени порядка десятков секунд. Для коррекции PLL предложены несколько вариантов. Первый подразумевает использование значений дискриминаторов за ближайший предыдущий промежуток времени, когда слежение производилось. Второй отличается от первого тем, что значение берется с линейным прогнозом. Третий способ основан на использовании данных о движении приемника, полученных из внешних источников. Все предложенные методы позволяют существенно повысить стабильность работы приемника, а также значительно увеличить время, когда слежение может не вестись. Наилучшие результаты показал алгоритм с использованием внешних данных о движении, однако при сложности их получения алгоритм на основе предыдущих данных о слежении также показывает значительно лучшие результаты, чем без использования коррекции.

Предложенный алгоритм и методы коррекции позволят существенно снизить вычислительную нагрузку в приемниках SDR-типа. Наибольший эффект от внедрения алгоритма может быть достигнут в решениях, где не требуется частое определение позиции приемника, а также для приемников с облачными вычислениями, где важно снижение нагрузки на канал связи.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kumarin, A.A. and Kudryavtsev, I.A., SoC opportunities for boosting SDR GNSS performance, *Information Technology and Nanotechnology*, 2019, no. 2416, pp. 457–462.
- [2] Kumarin, A., Kudryavtsev, I., Shafran, S., and Grechishnikov, V., GNSS Signal Tracking Algorithm with Data Reduction, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2021, pp. 1–4.
- [3] Kaplan, E. and Hegarty, C., *Understanding GPS*, Second Edi, Boston: Artech House, 2006.
- [4] Kumarin, A., Kudryavtsev, I., and Shafran, S., Implementation of a GNSS Receiver Signal Tracking Module, 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2020, pp. 1–4.
- [5] Strang, G. and Borre, K., *Algorithms for Global Positioning*, Wellesley-Cambridge Press, UK, 2012.
- [6] GPS SDR simulator repository. URL: <https://github.com/osqzss/gps-sdr-sim>

Исследование метода коррекции координат при местопределениях по двум спутниковым системам

В.И. Бабуров
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

Н.В. Васильева
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

Н.В. Иванцевич
АО «Навигатор»
Санкт-Петербург, Россия
info@navigat.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ»
Санкт-Петербург, Россия
sciencebstu@bstu.spb.su

Аннотация—Исследуется возможность использования информационной избыточности объединенного созвездия двух спутниковых систем для реализации дифференциального режима с передачей поправок к координатам.

Ключевые слова—спутниковые радионавигационные системы, навигационное поле, информационные характеристики, точность позиционирования, имитационное моделирование.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время для дифференциальных местопределений, являющихся частным случаем относительных местопределений, используются способы, основанные на передаче поправок к измеряемым радионавигационным параметрам, например к псевдодалностям. Поправки передаются от контрольно-корректирующей станции потребителю по каждому навигационному космическому аппарату (НКА) из числа образующих рабочее созвездие [1, 2, 3]. Разработаны международные стандарты RTCM и RTCA форматов передачи данных соответственно для морских и авиационных потребителей [4, 5]. Известен также метод коррекции координат [1, 2, 3]. В этом случае передаются поправки к координатам, например широте, долготе и высоте расположения потребителя. Объем передаваемой информации при этом значительно уменьшается. Кроме того, упрощаются алгоритмы выработки поправок и их использование в навигационной аппаратуре. Однако соответствующих стандартов в настоящее время не существует. Для реализации этого метода необходимо, чтобы основные характеристики навигационного поля спутниковых радионавигационных систем (СРНС) были приблизительно одинаковыми в местах расположения контрольно-корректирующей станции и потребителя.

В докладе исследована возможность использования информационной избыточности объединенного созвездия двух спутниковых систем для реализации метода передачи поправок к координатам. В качестве показателя точности навигационных определений принят геометрический фактор (ГФ). При увеличении количества спутников в рабочих созвездиях геометрический фактор и погрешность навигационных определений уменьшаются. При этом информационный показатель каждого спутника рабочего созвездия уменьшается до некоторого предельного значения.

II. ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТАВА РАБОЧИХ СОЗВЕЗДИЙ ДЛЯ ДВУХ РАЗНЕСЕННЫХ В ПРОСТРАНСТВЕ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

В докладе были определены характеристики навигационного поля ГЛОНАСС+GPS для двух потребителей, разнесенных в пространстве на заданную величину ΔL , в одни и те же моменты времени. Если состав созвездий видимых спутников и геометрические факторы для этих потребителей совпадают с высокой вероятностью, то это означает, что поправки к координатам тоже должны совпадать. Исследования были проведены методом имитационного математического моделирования. Один из потребителей находился в точке с заданными координатами, второй располагался на заданном удалении от первого в произвольном направлении. Были рассчитаны вероятности того, что в момент времени, выбранный случайным образом из интервала повторяемости спутниковой конфигурации, рабочие созвездия НКА для обоих потребителей будут одинаковы [6]. Были произведены расчеты для различных удалений ΔL и минимально допустимых углов возвышения спутников α_{min} . Определение видимых НКА для рабочих созвездий осуществлялось для спутниковых систем ГЛОНАСС, GPS и ГЛОНАСС+GPS по исходным данным [7, 8]. Объем выборки составлял 100000. Результаты приведены в табл. 1.

ТАБЛИЦА I. ВЕРОЯТНОСТЬ НЕСОВПАДЕНИЯ РАБОЧИХ СОЗВЕЗДИЙ ДЛЯ ДВУХ УДАЛЕННЫХ ДРУГ ОТ ДРУГА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

α_{min}	ΔL , км	ГЛОНАСС	GPS	ГЛОНАСС+GPS
5°	10.0	0.005	0.008	0.012
	50.0	0.024	0.038	0.061
10°	10.0	0.005	0.009	0.014
	50.0	0.025	0.046	0.069

Из полученных данных следует, что с вероятностью не менее 0.95 рабочие созвездия НКА для двух потребителей, расположенных на удалении один от другого до 50 км, будут одинаковы при работе по каждой из СРНС (ГЛОНАСС, GPS) при допустимых углах возвышения НКА до 10°. При работе по объединенному созвездию ГЛОНАСС+GPS при тех же условиях соответствующее значение вероятности будет не менее 0.93. Кроме того, было установлено, что состав рабочих созвездий с высокой вероятностью отличается на один НКА как для от-

дельной из СРНС (ГЛОНАСС, GPS), так и для совмещенной спутниковой системы ГЛОНАСС+GPS.

Эти данные могут быть использованы при обосновании целесообразности применения в локальных дифференциальных системах метода дифференциальной коррекции по координатам.

III. ИССЛЕДОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЬНЫХ НКА В РАБОЧЕМ СОЗВЕЗДИИ

Для определения информационной характеристики отдельного НКА в рабочем созвездии совмещенной спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС+GPS было проведено математическое имитационное моделирование, в ходе которого потребитель располагался случайным образом на поверхности Земли. Навигационные определения на потребителе проводились по НКА совмещенной системы GPS+ГЛОНАСС в случайные моменты времени из интервала повторяемости спутниковой конфигурации. В каждый момент времени был рассчитан геометрический фактор для полного рабочего созвездия спутников. Затем из полного рабочего созвездия исключались случайным образом один или несколько спутников. Был рассчитан геометрический фактор для усеченного созвездия. Минимально допустимый угол возвышения НКА был равен 5° . Объем выборки составлял 100000.

На рис. 1, 2 представлены дифференциальное и интегральное распределения геометрических факторов, рассчитанных для полных рабочих созвездий НКА, а на рис. 3, 4 – для созвездий, из которых случайным образом исключены шесть спутников.

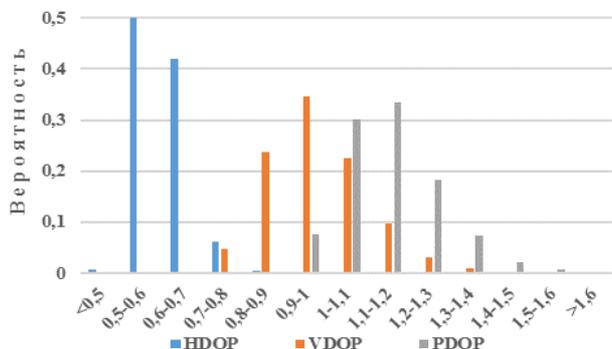


Рис. 1. Дифференциальное распределение ГФ без исключения НКА

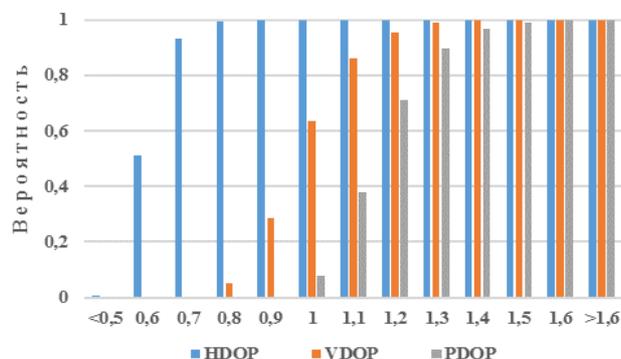


Рис. 2. Интегральное распределение ГФ без исключения НКА

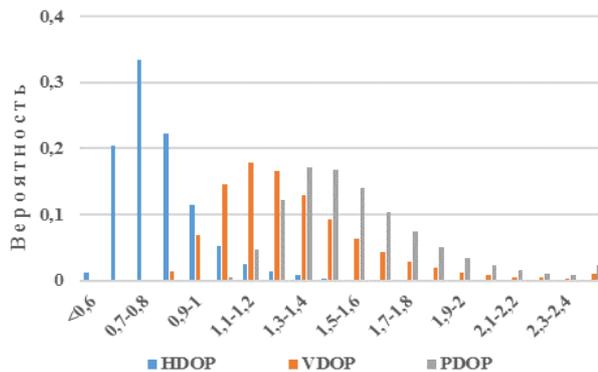


Рис. 3. Дифференциальное распределение ГФ с исключением 6 НКА

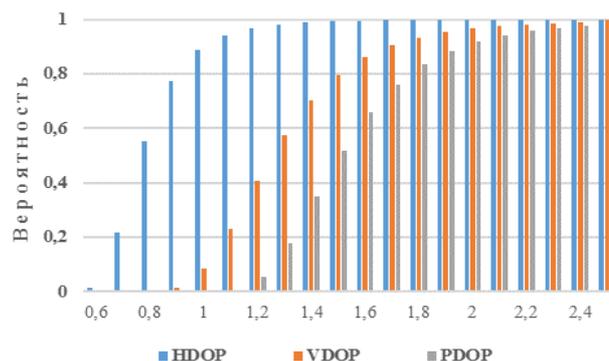


Рис. 4. Интегральное распределение ГФ с исключением 6 НКА

Статистические характеристики геометрических факторов, рассчитанных по всем видимым НКА ($n=0$) и для рабочих созвездий, из которых случайным образом исключены n навигационных спутников, приведены в табл. 2.

ТАБЛИЦА II. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГФ ГЛОНАСС+GPS С ИСКЛЮЧЕНИЕМ НКА

n	Хар-ки	$HDOP_n$	$VDOP_n$	$PDOP_n$	P_1	P_2
0	Среднее СКО	0.606 0.058	0.973 0.119	1.148 0.117	0.000	0.000
1	Среднее СКО	0.630 0.066	1.011 0.135	1.193 0.133	0.000	0.000
2	Среднее СКО	0.657 0.077	1.054 0.154	1.245 0.154	0.000	0.000
3	Среднее СКО	0.687 0.090	1.104 0.178	1.303 0.179	0.000	0.000
4	Среднее СКО	0.724 0.108	1.162 0.210	1.373 0.213	0.000	0.000
5	Среднее СКО	0.767 0.134	1.234 0.253	1.458 0.261	0.000	0.000
6	Среднее СКО	0.821 0.172	1.320 0.320	1.560 0.335	0.000	0.000
7	Среднее СКО	0.889 0.230	1.430 0.405	1.692 0.432	0.000	0.001
8	Среднее СКО	0.980 0.311	1.568 0.514	1.861 0.561	0.000	0.006
9	Среднее СКО	1.092 0.408	1.732 0.636	2.066 0.704	0.004	0.017
10	Среднее СКО	1.223 0.504	1.915 0.745	2.299 0.830	0.020	0.042
11	Среднее СКО	1.361 0.593	2.107 0.839	2.544 0.937	0.066	0.076
12	Среднее СКО	1.505 0.666	2.289 0.915	2.785 1.015	0.163	0.108

В шестом столбце этой таблицы представлены вероятности того, что после исключения n спутников из созвездия всех видимых оставшееся количество НКА бу-

дет меньше минимально допустимого для позиционирования по ГЛОНАСС+GPS $P_1(N_n < 5)$, а в последнем столбце – вероятности того, что геометрический фактор по положению $PDOP_n$ превышает максимально допустимое значение для проведения навигационных определений $P_2(PDOP_n > 6)$. В табл. 2 n означает количество исключенных НКА, N_n – количество НКА навигационного созвездия после исключения n спутников, $PDOP_n$ – геометрический фактор по положению для усеченного созвездия.

Сравнительный анализ распределений ГФ, представленных на рис. 1–4 и в табл. 2, показывает, что максимальные значения и их вероятности уменьшаются при исключении части спутников из рабочего созвездия. При этом разброс значений относительно среднего значения увеличивается.

Для оценки изменения геометрических факторов были получены отношения ГФ, рассчитанных для созвездий с исключенными n навигационными спутниками и соответствующих всем видимым НКА. Статистические характеристики отношений геометрических факторов представлены в табл. 3.

ТАБЛИЦА 3. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОТНОШЕНИЙ ГФ ГЛОНАСС+GPS

n	Хар-ки	$HDOP_n/HDOP$	$VDOP_n/VDOP$	$PDOP_n/PDOP$
1	Среднее	1.039	1.039	1.039
	СКО	0.027	0.043	0.034
2	Среднее	1.082	1.083	1.084
	СКО	0.045	0.068	0.054
3	Среднее	1.132	1.134	1.134
	СКО	0.065	0.096	0.077
4	Среднее	1.191	1.193	1.194
	СКО	0.091	0.128	0.105
5	Среднее	1.261	0.127	4.006
	СКО	1.264	0.170	4.252
6	Среднее	1.347	1.351	1.354
	СКО	0.181	0.234	0.201
7	Среднее	1.455	1.461	1.465
	СКО	0.262	0.316	0.277
8	Среднее	1.601	1.602	1.610
	СКО	0.380	0.426	0.383

Для решения некоторых задач используются наиболее вероятные значения случайных процессов, то есть величины, которым соответствуют максимальные вероятности, их количественный показатель и значение вероятности. Для решения ряда других задач интерес представляют интегральные распределения с более точными значениями вероятностей, чем это дано на графиках, особенно «на хвостах» распределений, или при определенных значениях вероятностей, например 0,9; 0,95; 0,99; 0,997; 0,999 и т. д.

При оценке точности навигационных определений по спутниковым системам, в том числе и в дифференциальном режиме, обычно используются оценки по среднему значению и СКО. При расчете характеристик надежности и вероятности отказа навигационной аппаратуры используют показатели, соответствующие определенному значению вероятности. Выше приведены данные, позволяющие получить такие оценки как для распределений геометрических факторов при нескольких исключенных из рабочих созвездий НКА, например в нештатных ситуациях, так и для отношений геометрических факторов до и после исключения нескольких НКА.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования структурных и информационных характеристик глобального навигационного поля, создаваемого двумя спутниковыми радионавигационными системами, позволяют расширить круг задач, решаемых при навигации различных классов потребителей, в том числе при реализации дифференциального режима с передачей поправок к координатам, при нештатном использовании навигационного поля и при решении других задач. В частности, полученные результаты могут быть полезны при оценке точности и надежности навигационно-временных определений бортовыми навигационно-посадочными комплексами ЛА различного назначения в сложных условиях выполнения полетов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. 2-е изд., перер. и доп. М.: Радио и связь, 1993. 415 с.
- [2] ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд. перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
- [3] Соловьёв Ю.А. Спутниковая навигация и её приложения. М.: Эко-Трендз, 2003. 326 с.
- [4] RTCM recommended standards for differential GNSS service, ver. 2.3, RTCM, Paper 136-2001/SC 104-STD, 2001.
- [5] RTCA DO-217. Minimum aviation system performance standards DGNSS instrument approach system: special category I (SCAT-I), 1993.
- [6] Бабуров В.И., Иванцевич Н.В., Васильева Н.В., Панов Э.А. Совместное использование навигационных полей спутниковых радионавигационных систем и сетей псевдоспутников. СПб.: Агентство «РДК-Принт», 2005. 264 с.
- [7] Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Ред. 5.1. М.: РНИИ КП, 2008. 74 с.
- [8] Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения: [Электронный ресурс]. URL: www.glonass-iac.ru. (Дата обращения 20.12.20).

Алгоритмы оценивания количества сигналов в выборках данных, обрабатываемых ЦАР ГНСС

А.В. Немов
АО «Российский институт радионавигации и времени»
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация
an.nilov2011@yandex.ru

Д.Ю. Тюфтяков
Отделение интегрированных навигационных систем,
АО «КБ «НАВИС»
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация
tyuftyakov_dy@navis.ru

Аннотация—Предмет работы – описание алгоритмов определения количества сигналов при реализации метода главных компонент корреляционного анализа, анализ качества их функционирования. Алгоритмы предназначены для использования в ЦАР навигационной аппаратуры потребителей (НАП) ГНСС. В докладе обсуждены результаты анализа характеристик нескольких алгоритмов оперативного оценивания размерности сигнального подпространства собственных векторов ковариационной матрицы данных, сформированной по многоканальным выборкам данных при пространственной обработке навигационных сигналов (НС) ГНСС. Приведены данные об отношении «сигнал–шум» (энергопотенциале) НС на выходе цифрового коррелятора после пространственной обработки с определением количества помех.

Ключевые слова—ГНСС, цифровая антенная решетка, сигнальное подпространство, алгоритм.

1. ВВЕДЕНИЕ

Навигационная аппаратура потребителей (НАП) глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, BeiDou постоянно совершенствуется. Аппаратура, предназначенная для ответственных применений, таких как общественный транспорт, синхронизация энергосетей, охрана люксового легкового автотранспорта, все чаще строится на основе цифровой антенной решетки (ЦАР) различной сложности [1]. В ЦАР обязательно входит устройство пространственно-временной обработки сигналов (ПВОС). С помощью ПВОС алгоритмов производится эффективное ослабление сигналов радиопомех от локализованных в пространстве источников излучений (ИИ), также может осуществляться когерентное накопление навигационных сигналов (НС). Главной функцией ЦАР ГНСС является обеспечение возможности работы навигационного процессора НАП и соответственно корреляционной обработки НС в сложных условиях приема.

Наиболее распространенные на практике алгоритмы ПВОС ЦАР [1] работают по критерию минимизации мощностей выходных колебаний устройства ПВОС при выбранных ограничениях на относительное ослабление сигналов в заданных направлениях. В данных алгоритмах для формирования вектора весовых коэффициентов (ВВК), как правило, используется оценка корреляций в пространственном или пространственно-временном фильтре с формированием ковариационной матрицы данных (КМ). Выходным сигналом является процесс,

представляющий собой аддитивную смесь НС, собственных шумов аппаратуры и остатков «выбеленных» помех. В таких алгоритмах не учитывается информация о количестве ИИ, т. е. помех. Алгоритмы работают автоматически при количестве ИИ на единицу меньшем числа степеней свободы оценочной КМ.

Улучшить прием НС с близких к ИИ направлений можно на основе методов, использующих для формирования ВВК главные компоненты разложения оценочной КМ по системе собственных векторов [2, 3]. Собственную систему необходимо разделять на шумовое и сигнальное подпространства. В основе компенсации помеховых колебаний положено свойство ортогональности собственных векторов, соотнесенных подпространствам шума и сигналов. НС ввиду их пренебрежимо малой мощности по отношению к собственным шумам НАП не представлены в разложении КМ по собственной системе. Поэтому методы относятся к «слепым» и относительно просты в технической реализации. Однако отсутствие информации о направлениях на навигационные спутники может привести к ослаблению НС вместе с подавленной помехой.

В работе [3] авторов данного доклада характеристикой качества алгоритма ПВОС было выбрано отношение мощностей внутриполосных помех на выходе и входе устройства ПВОС S_{Π} . Однако, величина S_{Π} не учитывает факт возможного ослабления НС при обработке сигналов и в итоге недостаточно полно описывает работоспособность ЦАР.

С учетом специфики ЦАР ГНСС для характеристики качества работы ПВОС в описываемой постановке задачи выберем величину отношения мощностей НС/шум (энергопотенциал) НС ГЛОНАСС, определенной по пику кросс-корреляционной функции НС на выходе программного измерительного коррелятора навигационного процессора, включенного в состав модели ЦАР. Энергопотенциал измеряется статистически с учетом имеющихся ошибок определения размерности шумового подпространства. Размерности сигнального и шумового подпространств дополняют друг друга до количества степеней свободы КМ (общее количество собственных чисел в разложении по собственной системе).

В настоящее время развитие теории корреляционного анализа еще не завершено, а известные методы оценивания количества сигналов [4–8] по собственной системе в реальных условиях эксплуатации аппаратуры, когда имеется априорная неопределенность относительно количества случайных сигналов ИИ, недостаточно исследованы.

Методы оценивания размерности сигнального подпространства синтезированы в основном на информационных критериях [4–7], могут также использоваться эвристические градиентные методы [8].

Алгоритм ПВОС ниже редуцирован к пространственной обработке сигналов (ПОС), что не меняет сущности рассмотрения.

В настоящем докладе в отличие от работ [2–4, 6, 7] исследована эффективность работы ПОС с привлечением алгоритмов оценивания размерности сигнального (или шумового) подпространства, включая градиентные. Источники сигналов интерпретированы как точечные ИИ, расположенные в несовпадающих точках пространства.

II. ПОДПРОСТРАНСТВА СИСТЕМЫ СОБСТВЕННЫХ ВЕКТОРОВ КОВАРИАЦИОННОЙ МАТРИЦЫ

Ниже для облегчения понимания материала повторим выкладки из работы авторов доклада [5]. Пусть L – количество ИИ, далее сигналов. Пусть имеется M синхронизированных общим гетеродином каналов обработки сигналов, принимаемых антенной решеткой (АР), состоящей из N излучателей, в рассматриваемом случае $M = N$. Излучатели расположены в дальней зоне по отношению к ИИ. В момент времени t_k наблюдения на выходах M -элементной АР можно записать в виде вектора-столбца

$$\mathbf{x}(t_k) = \mathbf{A}\mathbf{s}(t_k) + \mathbf{n}(t_k),$$

где матрица $\mathbf{A} = [\mathbf{a}_1, \dots, \mathbf{a}_L]$ размером $(M \times L)$ является указательной (фокусирующей, формирующей), \mathbf{a}_l – неслучайный комплексный вектор-столбец, описывающий амплитудно-фазовое распределение l -го сигнала на N антенных элементах, $\mathbf{s}(t_k) = [s_1(t_k), \dots, s_L(t_k)]^T$, $s_l(t_k)$ – комплексная амплитуда сигнального колебания от l -го ИИ в k -й момент времени, L – количество ИИ. Вектор $\mathbf{n}(t_k)$ представляет собой вектор собственных шумов, приведенных к выходам антенных элементов.

Пусть $\mathbf{R}_s = E\{\mathbf{s}(t_k)\mathbf{s}^H(t_k)\}$ – ковариационная матрица сигналов, $\mathbf{R}_n = E\{\mathbf{n}(t_k)\mathbf{n}^H(t_k)\}$ – ковариационная матрица шумов, E – знак усреднения по реализациям. Будем исходить из предположения, что а) сигналы – стационарные центрированные случайные процессы могут быть статистически независимыми, частично коррелированными друг с другом или когерентными; б) шумы – пространственно некоррелированные «квазибелые» колебания с дисперсией σ^2 . Тогда $\mathbf{R}_n = \sigma^2 \mathbf{I}_M$ и КМ суммы входных сигналов размерности $(M \times M)$ имеет вид:

$$\mathbf{R} = \mathbf{A}\mathbf{R}_s\mathbf{A}^H + \sigma^2 \mathbf{I}_M. \quad (1)$$

Если сигналы статистически независимы или частично коррелированы, то ранг $\text{rank}(\mathbf{R}_s) = L$. Если есть когерентные источники, то ранг \mathbf{R}_s уменьшается на количество групп когерентных источников и $\text{rank}(\mathbf{R}_s) < L$. Далее предположим, что все ИИ некогерентны. Если

столбцы матрицы линейно независимы (что выполняется, когда направления на ИИ различны), тогда $\text{rank}(\mathbf{A}) = L$ и $\text{rank}(\mathbf{A}\mathbf{R}_s\mathbf{A}^H) = L$. Таким образом, матрица $\mathbf{A}\mathbf{R}_s\mathbf{A}^H$ имеет L ненулевых и $(M - L)$ нулевых СЧ. Пусть $\mathbf{A}\mathbf{R}_s\mathbf{A}^H = \sum_{m=1}^M \lambda_m^c \mathbf{e}_m \mathbf{e}_m^H$ – разложение эрмитовой матрицы [2, 5] $\mathbf{A}\mathbf{R}_s\mathbf{A}^H$ по системе собственных векторов, где вещественные СЧ расположены в порядке убывания

$$\lambda_1^c \geq \lambda_2^c \geq \dots \geq \lambda_L^c \geq \lambda_{L+1}^c = \lambda_{L+2}^c = \dots = \lambda_M^c = 0 \quad (2)$$

и $\{\mathbf{e}_m\}_{m=1}^M$ – соответствующие им собственные векторы. Т.к. $\mathbf{R}_n = \sigma^2 \mathbf{I}_M$, то собственные векторы матрицы \mathbf{R} совпадают с собственными векторами матрицы $\mathbf{A}\mathbf{R}_s\mathbf{A}^H$, а ее СЧ можно записать в виде $\lambda_m = \lambda_m^c + \sigma^2$, если $1 \leq m \leq L$, или в виде $\lambda_m = \sigma^2$, если $L + 1 \leq m \leq M$.

На практике доступно конечное количество K_t отсчетов данных: $\mathbf{X} = \mathbf{A}\mathbf{S} + \mathbf{N}$, где $\mathbf{x} = [\mathbf{x}(t_1), \dots, \mathbf{x}(t_{K_t})]$, $\mathbf{S} = [\mathbf{s}(t_1), \dots, \mathbf{s}(t_{K_t})]$, $\mathbf{N} = [\mathbf{n}(t_1), \dots, \mathbf{n}(t_{K_t})]$, по которым можно получить состоятельную и асимптотически эффективную оценку [9] матрицы \mathbf{R} (1):

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{K_t - 1} \sum_{k=1}^{K_t} \mathbf{x}(t_k) \mathbf{x}^H(t_k) = \frac{1}{K_t - 1} \mathbf{X}\mathbf{X}^H. \quad (3)$$

Элементы оценочной КМ (3) являются случайными величинами и имеют совместное распределение плотности вероятности Уишарта [9]. Собственные числа шумового подпространства в силу случайного характера оценочной КМ (3) не равны между собой, их разброс зависит от длины выборки K_t . Собственные числа сигнального подпространства характеризуют мощности помех.

III. МЕТОДЫ, ОСНОВАННЫЕ НА ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ КРИТЕРИЯХ

В [10] показано, что при $K_t \gg M$ критерием максимального правдоподобия для проверки гипотезы о том, что первые l СЧ больше последних $(M - l)$ СЧ (шумовые собственные числа теоретически при стремящемся к бесконечности времени накопления равны между собой), служит выражение

$$\Lambda(l) = K_t(M - l) \ln \left\{ \frac{1}{M - l} \sum_{k=l+1}^M \lambda_k \right\} \left\{ \left(\prod_{k=l+1}^M \lambda_k \right)^{\frac{1}{M-l}} \right\}^{-1}, \quad (4)$$

в котором отношение в скобках – это отношение среднего арифметического $(M - l)$ наименьших собственных значений к их среднему геометрическому.

На основе (4) сформированы информационные критерии, которые в общем виде записываются как $\Lambda(l) + \rho(l)$, где $\rho(l)$ – штрафная функция, которая определяется количеством степеней свободы модели. Количество степеней свободы модели равно $l(2M - l)$.

Выражение для информационного критерия AIC (Akaike Information Criterion):

$$\begin{aligned} AIC(l) &= \Lambda(l) + l(2M - l), \\ l_{AIC} &= \arg \min_l \{AIC(l)\}. \end{aligned} \quad (5)$$

Для информационного критерия MDL (Minimum Description Length – минимальная длина описания) [10]:

$$\begin{aligned} MDL(l) &= \Lambda(l) + \frac{1}{2}(l(2M - l) + 1) \ln K_l, \\ l_{MDL} &= \arg \min_l \{MDL(l)\}. \end{aligned} \quad (6)$$

Среднее геометрическое меньше среднего арифметического за исключением случая равенства чисел. Отсюда следует, что для истинной КМ информационный критерий примет минимальное значение, когда l соответствует количеству сигнальных СЧ. При использовании оценочной КМ, т.е. неравных между собой шумовых СЧ, или при когерентных ИИ (равных между собой сигнальных СЧ) информационные критерии работают с ошибками.

IV. ГРАДИЕНТНЫЕ МЕТОДЫ ОЦЕНИВАНИЯ ПОДПРОСТРАНСТВ

Как следует из (2), сигнальные СЧ больше, чем шумовые, контраст между этими группами СЧ увеличивается с $K_l \rightarrow \infty$, а шумовые СЧ стремятся стать одинаковыми. Поэтому, если рассчитать градиент собственных чисел по формуле

$$\Delta \lambda_m^{(1)} = \lambda_m - \lambda_{m+1}, \quad m=1, 2, \dots, L, \dots, M-1,$$

то значение градиента $\Delta \lambda_L^{(1)}$ будет существенно больше градиентов $\Delta \lambda_{L+1}^{(1)}, \dots, \Delta \lambda_{M-1}^{(1)}$. На этом свойстве СЧ основан критерий EGM1 [8]. Критерий EGM2 представляет собой модификацию критерия EGM1, использующую натуральные логарифмы СЧ.

Алгоритм EGM1:

- расчет СЧ матрицы $\hat{\mathbf{R}}$ и их упорядочивание в порядке убывания;
- расчет среднего градиента $\Delta \bar{\lambda}^{(1)} = (\lambda_1 - \lambda_M) / (M - 1)$ и градиентов $\Delta \lambda_m^{(1)} = \lambda_m - \lambda_{m+1}$, $m = 1, 2, \dots, M - 1$;
- нахождение всех m , удовлетворяющих условию $\Delta \lambda_m^{(1)} \leq \Delta \bar{\lambda}^{(1)}$, и построение ряда $\{m_k\} = \{m | \Delta \lambda_m^{(1)} \leq \Delta \bar{\lambda}^{(1)}\}$;
- определение члена ряда m_0 , первого в последнем непрерывном блоке (по k) ряда $\{m_k\}$. Тогда оцениваемое количество ИИ находится по формуле

$$l_{EGM1} = m_0 - 1. \quad (7)$$

Алгоритм EGM2:

- расчет СЧ и их упорядочивание в порядке убывания;
- расчет среднего градиента $\Delta \bar{\lambda}^{(2)} = \ln(\lambda_1 / \lambda_M) / (M - 1)$ и градиентов $\Delta \lambda_m^{(2)} = \lambda_m / \lambda_{m+1}$, $m = 1, 2, \dots, M - 1$;
- нахождение всех m , удовлетворяющих условию $\Delta \lambda_m^{(2)} \leq \Delta \bar{\lambda}^{(2)}$, и построение ряда $\{m_k\} = \{m | \Delta \lambda_m^{(2)} \leq \Delta \bar{\lambda}^{(2)}\}$;
- определение члена ряда m_0 , первого в последнем непрерывном блоке (по k) ряда $\{m_k\}$. Тогда формула для оценки ИИ аналогична (7):

$$l_{EGM2} = m_0 - 1. \quad (8)$$

Достоверность всех методов определения размерности сигнального подпространства зависит [5] от отношения «сигнал–шум» (ОСШ), протяженности реализации процесса K_l , а также от отношения L/M .

Вследствие высокой сложности аналитических расчетов ниже эффективность определена на статистической модели ЦАР методом Монте-Карло при 300 проведенных испытаниях. Использована модель данных, заданная формулами (1)–(3) и алгоритмы, заданные формулами (4)–(8).

V. ДОСТОВЕРНОСТЬ АЛГОРИТМОВ ОЦЕНИВАНИЯ КОЛИЧЕСТВА ИИ

Описание модели. Действовало 6 некогерентных ИИ с одинаковой мощностью. Направления падения плоских фронтов волн на линейную эквидистантную антенную решетку различались на 10° , ОСШ варьировалось от -10 до 30 дБ, количество отсчетов K_l выбрано 1024. Количество антенн изменялось от 8 до 12. Определялись вероятности успеха выполнения вышеописанных алгоритмов (см. рис. 1).

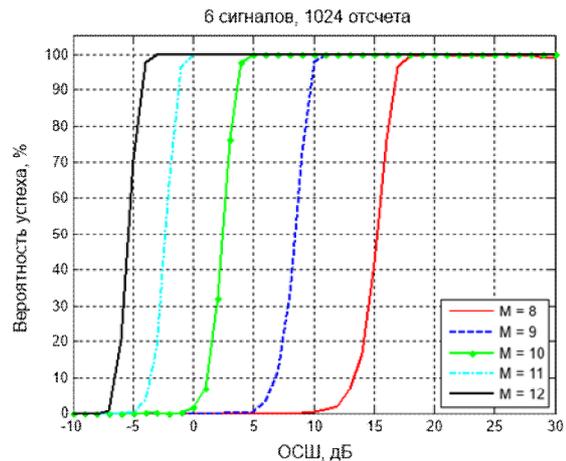


Рис. 1 Достоверность алгоритмов оценивания числа ИИ

Достоверность всех алгоритмов приблизительно одинакова. Незначительно, на 1 дБ по отношению ОСШ, выигрывает алгоритм AIC и на 1 дБ проигрывают алгоритмы EGM1 и EGM2. Как видно из рис. 1, вероятность успешного выполнения алгоритмов растет с увеличени-

ем числа M и ростом ОСШ. Однако для 9 и 8 излучателей вероятность правильного определения количества ИИ может быть незначительно ниже 100% даже при больших значениях ОСШ.

VI. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПОС С ПРИМЕНЕНИЕМ АЛГОРИТМОВ ОЦЕНИВАНИЯ КОЛИЧЕСТВА ИИ

В работе авторов доклада [3] описаны основанные на методе главных компонент алгоритмы ПОС МРЕ (оценивание по минимуму мощности) и MNE (оценивание по минимуму нормы вектора) в предположении известной размерности сигнального подпространства.

В программной модели создана обстановка, когда количество ИИ K неизвестно. В модели выполняется оперативное оценивание размерности шумовой подматрицы $\Gamma_{ш}$ диагональной матрицы, сформированной из чисел обратных собственным числам матрицы \hat{R} . Эта размерность определена как дополнение оценочной величины K до суммарного количества СЧ, получающегося при разложении оценочной КМ по собственной системе. Оценка K выполнена с помощью алгоритмов, заданных формулами (4) и (7).

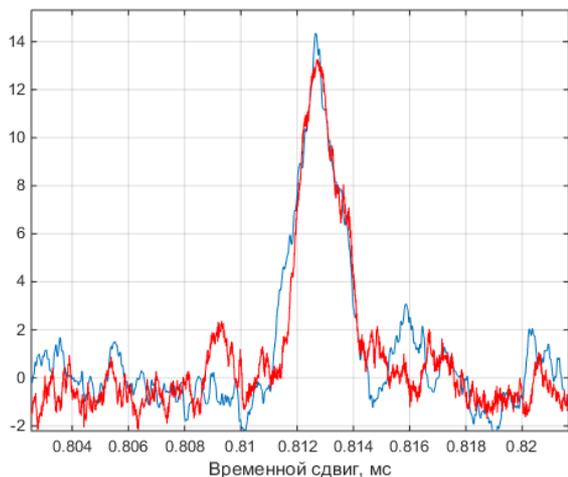


Рис. 2 Кросскорреляционная функция НС

На рис. 2 в качестве базы для сравнения изображена кросскорреляционная функция НС, построенная измерительным программным коррелятором при уровне помехи относительно собственных шумов аппаратуры (ОСШ) в 40 дБ. Энергопотенциал НС по пику кросскорреляционной функции равен 11,4 дБ для MNE (синяя линия) и 11,1 дБ для MPE (красная линия). На рис. 2 вертикальная ось оцифрована в разгах.

В табл. 1 представлены значения энергопотенциала (ЭП) НС, определенные с помощью программного измерительного коррелятора модели при различных ОСШ. Сигнал интерпретируется как колебания помех. Цифровая обработка сигналов произведена в комплексной области после дискретизации выходных колебаний радиоприемных каналов в полосе обработки 17 МГц и переноса дискретных спектров на видеочастоту с помощью квадратурных детекторов. НС имел уровень минус 31 дБ относительно собственных шумов аппаратуры.

ТАБЛИЦА 1 ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПОС, ПРОИЗВЕДЕННОЙ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ГЛАВНЫХ КОМПОНЕНТ

№ п.п.	ОСШ, дБ	ЭП НС на входе устройства ПОС (метод MNE), дБГц	ЭП НС на выходе измерительного коррелятора, дБГц	Примечание
1	$-\infty$	12,0	11,5	Помеха не действует
2	40	$-\infty$	11,4	
3	45	$-\infty$	9,8	
	50	$-\infty$	8,6	Порог потери работоспособности

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В изложенном материале дополнены и обобщены результаты работ авторов доклада [3, 5], посвященных развитию метода главных компонент корреляционного анализа применительно к пространственно-временной обработке НС ГНСС.

С помощью энергетического критерия на программной модели показано, что эффективность ЦАР при обработке НС методами MNE, MPE, критерием которой является работоспособность коррелятора навигационного процессора НАП, сохраняется вплоть до значений «помеха-шум» 45–50 дБ.

Из описанных алгоритмов оценивания количества сигналов предпочтительными для реализации являются градиентные как практически не уступающие в достоверности оптимальным алгоритмам, синтезированным по информационным критериям, но вычислительно более простые.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Немов А.В. Цифровые антенные решетки: новое качество спутниковых радионавигационных систем. СПб: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. 160 с.
- [2] Haimovich, A.E., The Eigencanceler: Adaptive Radar by Eigenanalysis Methods, IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 1996, vol. AES-32, no. 2, pp. 532–542.
- [3] Минь Д.Л., Немов А.В., Тюфтыков Д.Ю. Применение метода главных компонент для компенсации помех при приеме сигналов глобальной навигационной системы // Изв. вузов России. Радиоэлектроника. 2017. №3. С. 16–23.
- [4] Wax, M., Kailath, T., Detection of signal by information theoretic criteria, IEEE Trans. Acoustic, Speech, and Signal Processing, 1985, vol. ASSP-33, no. 4, pp. 387–392.
- [5] Nemov, A.V., Tyufyakov, D.Yu., On the Estimation of Subspaces Dimensionality in the Correlation Analysis of Signals Received and Processed by a GNSS Digital Antenna Array, 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), Saint Petersburg, Russia, 2021, pp. 1-4, doi: 10.23919/ICINS43216.2021.9470851.
- [6] Akaike, H., A new look at the Statistical Model Identification, IEEE Trans. Autom. Control, 1974, vol. AC-19, no. 6, pp. 716–723.
- [7] Ермолаев В.Т., Мальцев А.А., Родюшкин К.В. Статистические характеристики критериев AIC и MDL в задаче оценки числа источников многомерных сигналов в случае короткой выборки // Изв. вузов. Радиофизика. 2001. №12. С. 1062–1069.
- [8] Luo, J., Zhang, Zh., Using Eigenvalue Grads Method to Estimate the Number of Signal Source, Proceedings of ICSP2000, 2000, pp. 223–225.
- [9] Монзинго Р.А., Миллер Т.У. Адаптивные антенные решетки. Введение в теорию / пер. с англ.: под ред. В.А. Лексаченко. М.: Радио и связь, 1986. 380 с.
- [10] Anderson, T.W., Asymptotic Theory for Principal Component Analysis, Ann. Math. Stat., January 1963, vol.34, pp. 122–148.

Анализ возможности создания лунной навигационной спутниковой системы и лунной орбитальной базы на основе высоких круговых орбит искусственного спутника Луны

В.В. Ивашкин

Отдел 5 «Механика космического полета и управление движением»,

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
Москва, Российская Федерация
ivashkin@keldysh.ru

Е.С. Гордиенко

Отдел баллистики и навигации,
АО «НПО Лавочкина»
Химки, Российская Федерация
gordienko@laspace.ru

Аннотация—В работе рассмотрен вопрос о возможности создания лунной навигационной спутниковой системы и лунной орбитальной базы на основе высоких околокруговых орбит искусственного спутника Луны. Исследуются две важные задачи сложной проблемы построения лунной навигационной орбитальной системы для навигационного обеспечения предстоящего освоения Луны. В первую очередь приведены результаты анализа задачи орбитальной эволюции при движении КА в реальном поле Луны под влиянием гравитационных возмущений. Показано, что высокие полярные околокруговые орбиты искусственного спутника Луны (ИСЛ) достаточно устойчивы. Рассмотрена также задача выведения КА на данные орбиты ИСЛ с использованием нескольких схем выведения. Дан анализ возможной конфигурации лунной навигационной спутниковой системы. Сделан вывод о принципиальной возможности построения такой навигационной системы и базы на основе высоких околокруговых орбит ИСЛ.

Ключевые слова—космический аппарат, лунная навигационная спутниковая система, лунная орбитальная база, высокие орбиты спутника Луны, полярные орбиты, гравитационные возмущения.

I. ВВЕДЕНИЕ

A. Постановка задачи

В работе рассмотрена возможность создания лунной навигационной спутниковой системы и лунной орбитальной базы на основе высоких околокруговых орбит искусственного спутника Луны (ИСЛ). Сначала отметим, что наша отечественная лунная космическая навигация, в частности автономная, имеет славную историю. Достаточно упомянуть КА Е-6 – «Луну-9» [1] и пилотируемый проект облета Луны Л-1 [2]. Впервые идею создания навигационной системы спутников вокруг Луны, по нашему мнению, высказал О.В. Гурко в беседе с В.В. Ивашкиным ~в 2010 г. После этого мы начали исследовать данную задачу.

Создание лунной навигационной спутниковой системы (ЛНСС) требует решения целого комплекса задач, главными из которых представляются следующие две задачи:

- определение параметров устойчивых орбит, пригодных для построения ЛНСС, а также возможной конфигурации такой системы. Ранее решением данного вопроса занимались Аким Э.Л., Лидов М.Л., Васьковьяк М.А., Голиков А.Р., Ивашкин

В.В., Чеботарев В.Е., Болкунов А.И. [3] и др. Предварительный анализ показал, что определенной устойчивостью обладает околокруговая орбита высотой 1000 км и более и наклоном $\sim 60^\circ$ – 120° . На таких орбитах ИСЛ влияние возмущений от гармоник лунного гравитационного поля уже достаточно мало, а влияние возмущений от поля Земли еще мало;

- поиск наилучшего метода выведения спутников при построении такой системы. Отметим, что ранее данная задача решалась рядом авторов в Кеплеровской модели центрального поля Луны [4–5].

II. АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ИСЛ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ И ОРБИТАЛЬНОЙ ЛУННОЙ БАЗЫ

Проблема построения орбитальной лунной навигационной спутниковой системы и орбитальной лунной базы признана актуальной. Поэтому указанная задача исследовалась в ряде организаций: ЦНИИмаш, АО «НПО Лавочкина»; ИПМ им. М.В. Келдыша РАН; РКК «Энергия», ИНАСАН. Специалистами ЦНИИмаш (Болкуновым А.И., Сердюковым А.И., Игнатовичем Е.И. и Золкиным И.А.) был проведен анализ проблемы построения лунной системы, а также была опубликована в журнале «Полет» [3] работа «Выбор орбитальной группировки для лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы» в журнале «Полет». Были подтверждены указанные предварительные результаты и получен ряд новых.

Специалисты АО «НПО Лавочкина» (Гордиенко Е.С., Симонов А.В., Сысоев В.К.) совместно со специалистами ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (Голиковым А.Р., Ивашкиным В.В.), а также ИНАСАН (Багровым А.В.) подтвердили прежние результаты, развили новые методы и предложили новые методики, на основе которых удалось получить ряд научных результатов по навигационному обеспечению лунных исследований и освоения Луны [6].

Следует отметить, что Сысоев В.К. получил результаты, анализируя системы с минимальным количеством спутников, выполняющие ограниченные задачи, введение которых в эксплуатацию выгодно с точки зрения минимизации денежных затрат. Тем не менее если рассматривать возможную систему как многофункциональную, то есть способную решать сразу же несколько задач: навигации, связи, ретрансляции, наблюдения за

объектами дальнего космоса, то, как стало ясно, необходимо рассматривать системы с большим числом спутников (аналог системы ГЛОНАСС, но для Луны).

Анализ показал, что для создания стабильной системы спутников вокруг Луны подходят высокие околокруговые орбиты ИСЛ, с использованием которых может быть создана также лунная орбитальная база.

Далее рассмотрим подробнее свойства такого семейства орбит ИСЛ. Для построения системы спутников, способной решать поставленные задачи в течение длительного времени, кроме задачи выведения, необходимо обеспечить стабильность орбит КА. На первом этапе исследования в процессе поиска устойчивых орбит основными требованиями к ним являлись стабильность высоты полета КА и видимость 3-4 КА из любой точки на поверхности Луны.

Анализ влияния различных возмущений на эволюцию высоких орбит ИСЛ радиусом $a_0 \in [4;9]$ тыс. км показал, что на параметры орбиты КА сильнее всего влияют возмущения от гравитационного поля Земли, меньше – от гравитационного поля Луны с его нецентральностью в разложении в ряд по сферическим функциям [8x8], а гравитационное поле Солнца и давление солнечного света оказывают слабое влияние на движение КА по орбитам ИСЛ.

А. Анализ эволюции орбит ИСЛ

При анализе эволюции орбит ИСЛ было выполнено моделирование движения КА в рамках задачи четырех тел – КА, Луны с учетом ее нецентральности в разложении селенопотенциала в ряд по сферическим функциям 8x8, Земли и Солнца как материальных точек. Движение КА определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэкуаториальной системе прямоугольных координат OXYZ. При этом используются среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Здесь дифференциальные уравнения, описывающие селеноцентрическое движение КА, имеют вид:

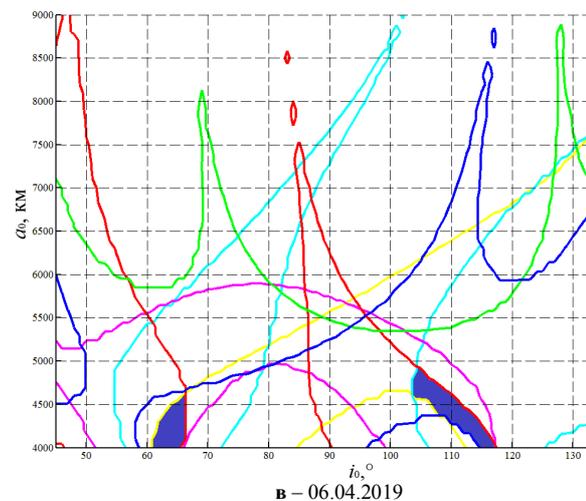
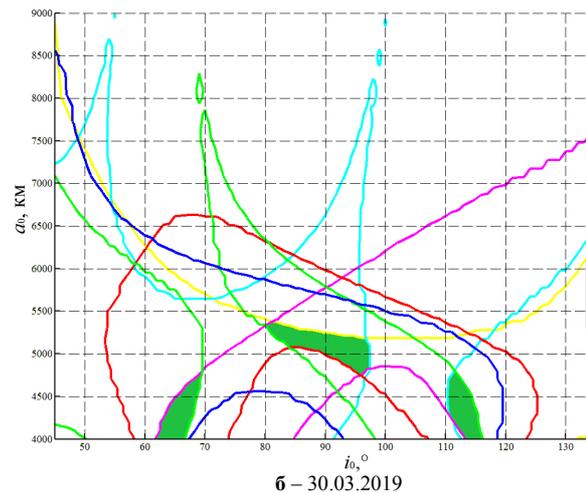
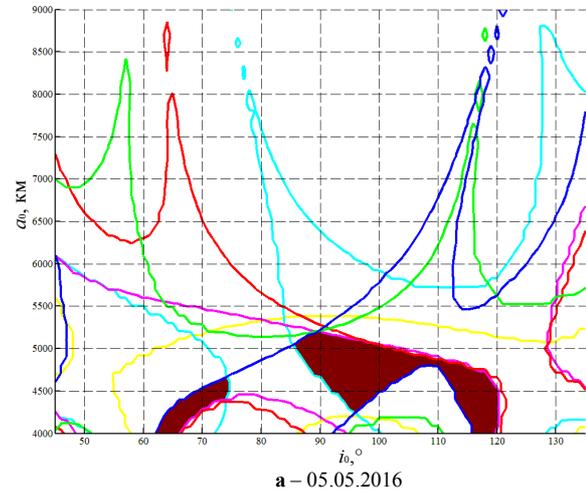
$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{r^3} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{r_i^3} \right) + \mathbf{a}_M, \quad (1)$$

где \mathbf{r} – селеноцентрический радиус-вектор КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и селеноцентрические радиус-векторы возмущающих небесных тел, причем возмущение соответствует при $i=1$ притяжению Земли, а при $i=2$ – притяжению Солнца; $\mathbf{a}_M = \{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны с разложением селенопотенциала в ряд по сферическим функциям 8x8. Векторы состояния Земли и Солнца берутся из табличных эфемерид DE 421 [7].

За основные параметры задачи взяты: n времен полета к Луне и перехода КА на высокие круговые орбиты ИСЛ t_{0i} ; начальные значения элементов орбиты $\Omega_0, i_0, a_0, e_0=0, u_0=0^\circ$. Для решения поставленной задачи вводится понятие условного времени существования (УВС) КА, которое определяется как промежуток времени между началом моделирования до момента, когда форма орбиты КА изменится на 1%.

Вводится функционал задачи: УВС КА: $T_y = t_{e1} - t_{0i}$, где $t_{e1} = \{t: (|\Delta r_\pi|/a_0) = 0.01 \text{ или } |\Delta r_a|/a_0 = 0.01\}$, $\Delta r_\pi = (r_\pi - r_{\pi 0})$, $\Delta r_a = (r_a - r_{a0})$. Критерием решения задачи является максимизация УВС КА ($T_y \rightarrow \max$) на множестве параметров $(t_{0i}, \Omega_0, a_0, i_0)$. Делается пересечение по параметрам (Ω_0, t_{0i}) в плоскости (a_0, i_0) . На рис. 1 приведен пример таких областей для некоторых дат:

1а – 05.05.2016; 1б – 30.03.2019; 1в – 06.04.2019; 1г – 12.04.2019.



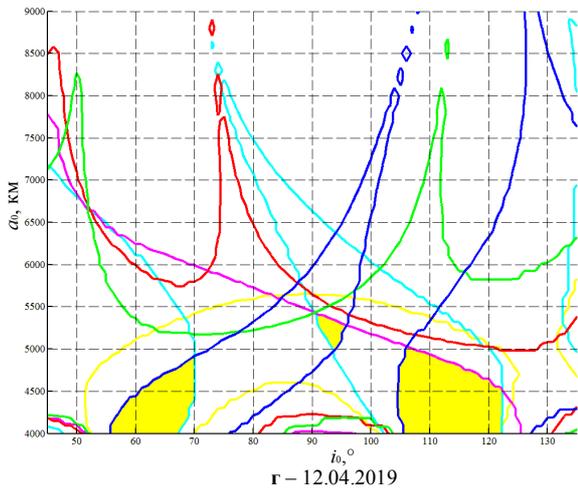


Рис. 1. Общие области устойчивости орбит, изолинии УВС $T_y \geq 1.5$ лет для времен t_{0i} , где $i=1, 2, 3$ и 4

Делается пересечение данных областей по параметрам (Ω_0, t_{0i}) на плоскости (a_0, i_0) . На рис. 1 приведены общие области устойчивости для рассмотренных дат с условным временем существования T_y больше 1,5 лет.

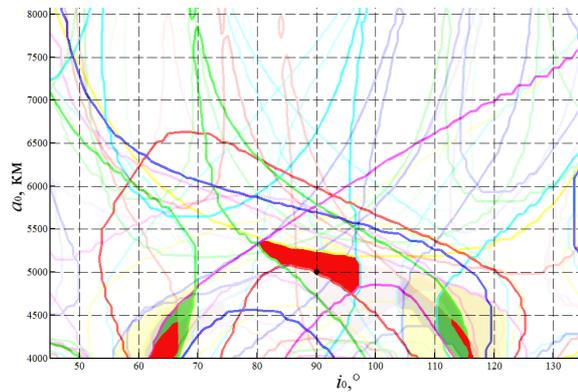


Рис. 2. Общая область устойчивости орбит ИСЛ (красный цвет) с $T_y \geq 1.5$ лет для 4 рассматриваемых дат

Исследование показывает, что существуют даты, для которых области устойчивости не являются пустым множеством. Так, на рис. 2 показаны 3 области устойчивости, выделенные красным цветом:

- первая область – $i_0 \in (63^\circ, 67^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км (подлет к Луне с севера N , $\Omega=270^\circ$);
- вторая область – $i_0 \in (113^\circ, 116^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км (подлет к Луне с юга S , $\Omega=90^\circ$);
- третья область – $i_0 \in (81^\circ, 96^\circ)$ и $a_0 \in [4.8, 5.3]$ тыс. км (подлет к Луне и с юга, и с севера S/N , $\Omega=90^\circ/270^\circ$).

Также был выполнен анализ возможных конфигураций ЛНСС с точки зрения обзора поверхности Луны и устойчивости всей орбитальной группировки КА в целом. В табл. 1 приведены показатели доступности 3 и более КА (Д3), а также 4 и более КА (Д4) из любой точки на поверхности Луны без учета рельефа ($h=0^\circ$), а также с его учетом ($h=5^\circ$) для возможных вариантов лунной спутниковой системы. Из ее анализа получено, что наиболее пригодной конфигурацией для создания лунной орбитальной спутниковой системы является вариант 2 с радиусом орбиты 4400 км.

TABLE I. Доступность $N_{КА} \geq 3$ и $N_{КА} \geq 4$ для систем с общим числом КА в системе 15 и более

В	a_0 , км	i_0 , °	Ω_0 , °	u_0 , °	Д3	
					$h=0^\circ / h=5^\circ$	$h=0^\circ / h=5^\circ$
1	6000	65	30, 150, 270/90, 210, 330	0, 24, 48	1/0.994	0.998/0.926
	4250				0.985/0.945	0.858/0.641
2	4400	66	30, 150, 270/90, 210, 330	0, 20, 40	1/0.998	0.999/0.953
		11			1/0.999	0.999/0.964
		3			1/1	0.999/0.961
3	4250	65	0, 90, 180, 270	0, 22.5, 45, 67.5	1/0.990	0.865/0.703
	4400				1/0.993	0.880/0.735

В табл. 1 варианты в 1-й колонке B соответствуют трем различным вариантам конфигураций спутниковой системы по аналогии $N_{пл} \times N_{КА} = N_{\Sigma}$, где $N_{пл}$ – число плоскостей, $N_{КА}$ – число КА в плоскости, N_{Σ} – суммарное число КА:

- 1) $3 \times 5 = 15$; 2) $3 \times 6 = 18$; 3) $4 \times 4 = 16$.

В табл. 1 полужирным выделен наилучший вариант конфигураций.

В. Анализ устойчивости спутниковой системы

После анализа полученных выше результатов были сформированы варианты СС с $a_0 = 4400$ км:

1. $3 \times 6 \Omega_i = \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$, $i_i = 66^\circ$;
2. $3 \times 6 \Omega_i = \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$, $i_i = 66^\circ$;
3. $3 \times 6 \Omega_i = \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$, $i_i = 113^\circ$;
4. $3 \times 6 \Omega_i = \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$, $i_i = 113^\circ$.

КА внутри плоскости расположены через 60° друг от друга, а разница между u_0 равна 20° . Предпочтительны варианты 1 и 4, требующие наименьших затрат на коррекцию эксцентриситета орбиты. По критерию минимизации числа корректируемых КА выгоднее вариант 2.

На рис. 3 приведена схема конфигурации, пригодной для создания лунной орбитальной спутниковой системы.

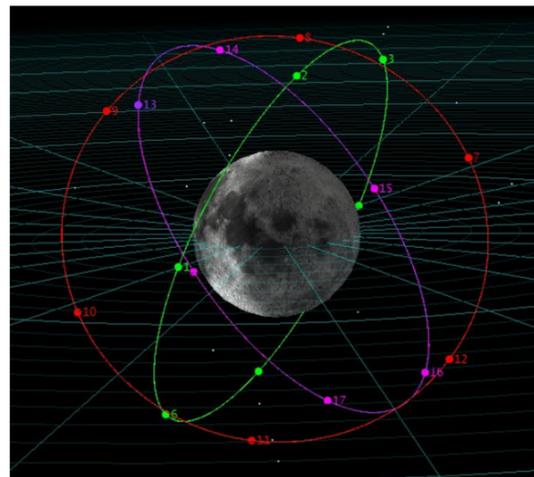


Рис. 3. Пример конфигурации КА для создания спутниковой системы

На рис. 2 черной точкой отмечены параметры орбиты, которую мы выбрали для анализа наилучшего метода выведения КА при построении ЛНСС. На рис. 4 представлен условно типовой КА на круговой полярной орбите ИСЛ радиусом 5 тыс. км.

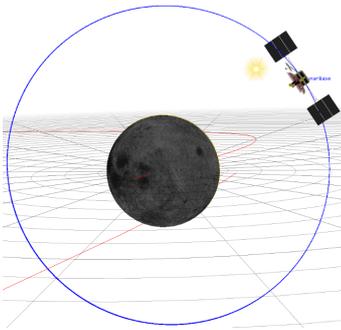


Рис. 4. Лунный КА-база

III. АНАЛИЗ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ПОЛЯРНЫЕ ОРБИТЫ ИСЛ

На данном этапе исследований выполнен анализ и выбор наилучшей схемы выведения КА на высокие полярные ($i_0=90^\circ$) круговые ($e_0=0$) орбиты ИСЛ радиусом 5 тыс. км. Рассматриваются схемы прямого перелета КА с Земли на Луну с одно-, двух- и трехимпульсным торможениями для перехода на круговую орбиту ИСЛ.

В качестве схемы выведения используется «классическая» для АО «НПО Лавочкина» схема выведения, при которой ракета космического назначения (РКН) в составе ракеты-носителя «Союз-2.1б» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» после старта с космодрома Байконур выводит КА на низкую опорную орбиту ИСЗ высотой $H_{оп}=200$ км и наклонением $i_{оп}=51.6^\circ$. Далее РБ «Фрегат» выводит КА на траекторию полета к Луне. Масса КА при подлете к Луне составляет $m_0 \approx 2040$ кг. Основной двигатель двигательной установки имеет следующие характеристики: тяга $P=420$ кГс, удельная тяга $P_{уд}=298.7$ с.

На рис. 5–7 представлены схемы выведения КА с одно- [8] и трехимпульсным [9] торможениями при переходе КА на высокие орбиты ИСЛ, а также частного случая трехимпульсного выведения – двухимпульсного перехода [10–11], при котором промежуточный импульс не сообщается, а высота в периселении при переходе на конечную орбиту поднимается за счет возмущений от центрального поля Земли. При этом для всех схем рассматривается вариант подлета КА к Луне из южной полушеры мира S .



Рис. 5. Схема одноимпульсного перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ

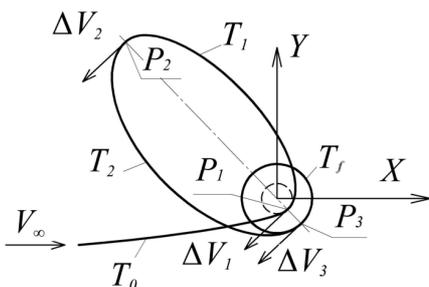


Рис. 6. Трехимпульсная схема перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ

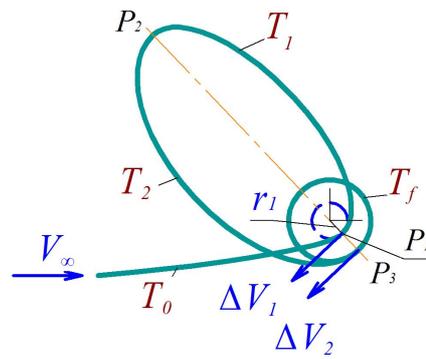


Рис. 7. Двухимпульсная схема перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ

На рис. 8–10 представлены сравнительные характеристики этих трех схем выведения, такие как суммарная характеристическая скорость (рис. 8), подлетное наклонение (рис. 9), время движения КА по орбитам вокруг Луны (рис. 10) при данном выведении.

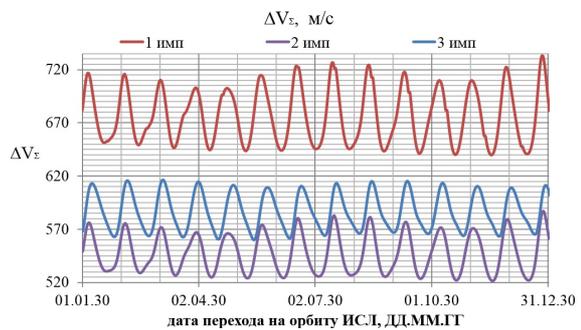


Рис. 8. Зависимости суммарной характеристической скорости выведения КА для одно- (красный цвет), двух- (синий цвет) и трехимпульсного (фиолетовый цвет) переходов на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ от даты подлета КА к Луне в 2030 г.

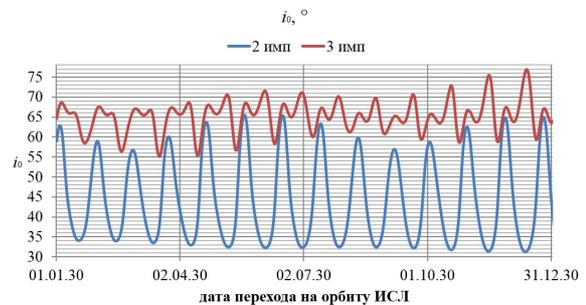


Рис. 9. Зависимости подлетного наклонения для двух- (синий цвет) и трехимпульсного (красный цвет) переходов на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ от даты подлета КА к Луне

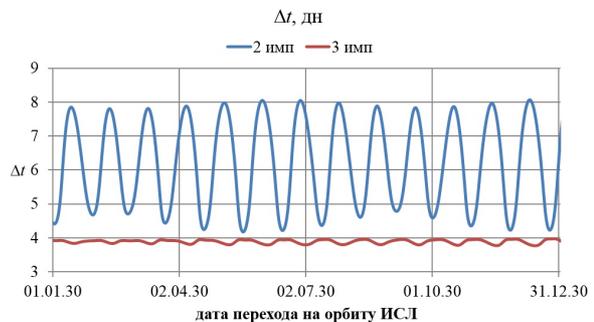


Рис. 10. Зависимости времени движения КА по орбитам вокруг Луны для двух- (синий цвет) и трехимпульсного (красный цвет) переходов на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ от даты подлета КА к Луне

A. Численные результаты. Сравнение вариантов торможения

Основные массово-энергетические характеристики рассмотренных выше вариантов торможения, а также результаты их сравнения приведены в табл. 1.

TABLE II. МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПЕРЕХОДА НА ВЫСОКУЮ ПОЛЯРНУЮ КРУГОВУЮ ОРБИТУ ИСЛ ДЛЯ 2030 ГОДА

r_1 , км	a_f , тыс. км	$r_2^{(3)}$, тыс. км	$r_2^{(2)}$, тыс. км	$\Delta V_f^{(3)}$, м/с	$\Delta V_f^{(2)}$, м/с	$\Delta V_f^{(1)}$, м/с	$m_f^{(3)}$, кг
1838.57	5	45	46.5 65.5	560 616	525 577	639 732	1675.047 1705.048
$m_f^{(2)}$, кг		$m_f^{(1)}$, М/с		$\delta V_f^{(1-3)}$, м/с		$\delta V_f^{(1-2)}$, м/с	
1652.894		1588.717		79		114	
1684.797		1639.966		116		155	
$\delta V_f^{(3-2)}$, м/с		$\delta m_f^{(3-1)}$, кг		$\delta m_f^{(2-1)}$, кг		$\delta m_f^{(2-3)}$, кг	
35		44.831		65.082		20.251	
39		64.177		86.330		22.153	

Здесь и далее индексы (1), (2) и (3) соответствуют характеристикам одно-, двух- и трехимпульсного варианта выведения КА, индексы (1-3) и (3-1) означают разницу соответствующих величин в одно- и трехимпульсном вариантах выведения, индексы (1-2) и (2-1) означают разницу соответствующих величин в одно- и двухимпульсном вариантах выведения, индексы (2-3) и (3-2) означают разницу соответствующих величин в двух- и трехимпульсном вариантах выведения, верхние числа в ячейках соответствуют наименьшим величинам соответствующего параметра, а нижние числа – его наибольшим величинам.

Из анализа табл. 2, а также рис. 8 видно, что для заданной схемы выведения РН «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат» выигрыш трехимпульсного выведения над одноимпульсным $\delta V_f^{(1-3)}$ по суммарной характеристической скорости меняется в пределах от ~ 79 м/с до ~ 116 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(3-1)}$ – от ~ 45 кг до 64 кг, выигрыш двухимпульсного выведения над трехимпульсным по суммарной характеристической скорости – $\delta V_x^{(3-2)}$ – от ~ 29 м/с до ~ 35 м/с – без учета коррекций, а по конечной массе КА $\delta m^{(2-3)}$ от ~ 20 кг до 22.2 кг и выигрыш двухимпульсного выведения над одноимпульсным по суммарной характеристической скорости $\delta V_x^{(1-2)}$ – от ~ 114 м/с до ~155 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(2-1)}$ от ~ 65 кг до ~ 86.3 кг.

Также из анализа рис. 8 и табл. 1 видно, что для наилучшего варианта двухимпульсного выведения на конечную орбиту в 2030 году суммарная характеристическая скорость $\Delta V_f^{(2)}$ меняется в диапазоне от ~525 м/с до ~577 м/с, при этом масса КА на целевой орбите варьируется от ~ 1652.9 кг до ~1694.8 кг. Также анализ рис. 9 показывает, что влияние возмущений так сильно воздействует на траекторию, что в случае двухимпульсного выведения подлетное наклонение i_0 в зависимости от даты перехода КА на орбиту ИСЛ меняется в пределах от ~32° до ~66°, а в случае трехимпульсного – от ~55° до ~77°. Таким образом, диапазон изменения подлетного наклонения в двухимпульсном случае составляет ~34° (рис. 9) и будет существенно шире, чем в трехимпульсном варианте, для которого разброс равен ~22°. Такая же картина наблюдается и для времени движения КА по орбитам вокруг Луны при переходе, изображенного на рис. 10. Из анализа рис. 10 видно, что в случае двухим-

пульсного торможения длительность перехода меняется в пределах от ~4.2 суток до ~8.1 суток, а в трехимпульсном – в пределах от ~ 3.77 суток до ~ 3.97 суток.

В будущих работах авторы планируют представить результаты объединенного анализа выведения одно-, двух- и трехимпульсного торможений для перехода на высокие круговые орбиты ИСЛ при подлете к Луне как с севера N , так и с юга S .

IV. ВЫВОДЫ

1. Высокие круговые орбиты ИСЛ могут быть использованы для построения многофункциональной лунной навигационной спутниковой системы ЛНСС.
2. Выбранная конфигурация может быть использована для создания такой системы.
3. На полярных околокруговых орбитах радиусом ~5 тыс. км можно разместить также орбитальную окололунную базу.
4. Время активного существования навигационных спутников составляет ~10 лет (при условии поддержания орбиты с помощью небольших коррекций ~ раз в 1.5 года).
5. На интервале дат подлета КА к Луне с 01.01.2030 по 31.12.2030 года получены численные и графические результаты анализа для всех рассмотренных вариантов торможения. Проведено сравнение результатов, полученных для двухимпульсного перехода, с его одноимпульсными и трехимпульсными аналогами.
6. Показано, что для заданной схемы выведения РН «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат» выигрыш трехимпульсного выведения над одноимпульсным $\delta V_f^{(1-3)}$ по суммарной характеристической скорости меняется в пределах от ~ 79 м/с до ~ 116 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(3-1)}$ – от ~ 45 кг до 64 кг. Выигрыш двухимпульсного выведения над трехимпульсным по суммарной характеристической скорости – $\delta V_x^{(3-2)}$ – от ~ 29 м/с до ~ 35 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(2-3)}$ от ~20 кг до 22.2 кг и выигрыш двухимпульсного выведения над одноимпульсным по суммарной характеристической скорости $\delta V_x^{(1-2)}$ – от ~ 114 м/с до ~155 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(2-1)}$ от ~ 65 кг до ~ 86.3 кг. Для такой схемы выведения для варианта с двухимпульсным торможением при переходе на конечную орбиту в 2030 году суммарная характеристическая скорость $\Delta V_f^{(2)}$ меняется в диапазоне от ~525 м/с до ~577 м/с, при этом масса КА на целевой орбите варьируется от ~1652.9 кг до ~1694.8 кг.
7. Показано, что влияние возмущений так сильно воздействует на траекторию, что в случае двухимпульсного выведения на полярную орбиту подлетное наклонение i_0 в зависимости от даты перехода КА на орбиту ИСЛ меняется в пределах от ~32° до ~66°, а в случае трехимпульсного – от ~55° до ~77°. Таким образом, диапазон изменения подлетного наклонения в двухимпульсном случае составляет ~34°, т.е. существенно шире, чем в трехимпульсном варианте, для которого разброс равен ~22° (рис. 9). Такая же картина наблюдает-

ся и для длительностей движения КА по орбитам вокруг Луны при переходе, рис. 10. Из анализа рис. 10 видно, что в случае двухимпульсного торможения длительность меняется в пределах от ~4.2 суток до ~8.1 суток, а в трехимпульсном – в пределах от 3.77 суток до ~3.97 суток.

8. Расстояние в удаленной точке r_2 для трехимпульсного варианта принято $r_2=45$ тыс. км, а в двухимпульсном случае оно меняется в широком диапазоне от 46.5 тыс. км до 65.5 тыс. км, таким образом, его разброс составляет ~ 19 тыс. км.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / под ред. Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. М.: Изд. МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.
- [2] Eneev, T.M., Ivashkin, V.V., Sharov, V.A., Bagdasaryan, Ju.V., Space Autonomous Navigation System of Soviet Project for Manned Fly By Moon, *Acta Astronautica*, AA-D-09-00042, 2010, doi: 10.1016/j.actaastro.2009.07001, vol. 66, 2010, pp. 341–347.
- [3] Болкунов А.И., Сердюков А.И., Игнатович Е.И., Балашова Н.Н., Синцова Л.Н., Золкин И.А. Выбор орбитальной группировки для лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы // *Полет*. 2012. № 3. С. 52–59.
- [4] Основы теории полета космических аппаратов / под редакцией Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М. Машиностроение, 1972. 610 с.
- [5] Ивашкин В.В. Оптимизация космических манёвров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука, 1975. 392 с.
- [6] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной спутниковой системы // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2014. №4 (34). С. 40–54.
- [7] Folkner, W.M., Williams, J.G., Boggs, D.H., *The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421*, 2009, JPL IOM 343R-08-003.
- [8] Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2016. №1. С. 15–25.
- [9] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Использование трехимпульсного перехода для выведения космического аппарата на орбиты искусственного спутника Луны // *Космические исследования*. 2017. Т. 55. №3. С. 207–217.
- [10] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту // *Космонавтика и ракетостроение*. 2019. №3 (108). С. 5–12.
- [11] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны // *Космические исследования*. 2022. Т. 60. №3. С. 1–11.

**XXIX САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ, 2022**

Верстка *Е.А. Дубровская*

Государственный научный центр Российской Федерации АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30.
Тел. (812) 499-82-93, факс (812) 232 33 76,
e-mail: editor@eprib.ru
<http://www.elektropribor.spb.ru>