



ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

РОССИЙСКОГО ФОНДА ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ (РФФИ)
МЕЖДУНАРОДНОЙ ОБЩЕСТВЕННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ
«АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ» (АНУД)
НАЦИОНАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ИТМО, РОССИЯ
АМЕРИКАНСКОГО ИНСТИТУТА АЭРОНАВТИКИ И АСТРОНАВТИКИ (AIAA)
ИНСТИТУТА ИНЖЕНЕРОВ ПО ЭЛЕКТРОТЕХНИКЕ И ЭЛЕКТРОНИКЕ –
ОБЩЕСТВА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ (IEEE – AESS)
ФРАНЦУЗСКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (IFN)
НЕМЕЦКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (DGON)
ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ»



27-29
МАЯ 2019

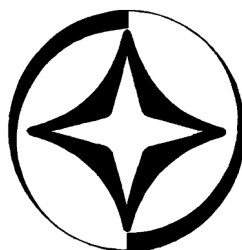
XXVI

САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ
МЕЖДУНАРОДНАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ
НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ



XXVI САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ



27–29 мая 2019

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ, РОССИЯ

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

- РОССИЙСКОГО ФОНДА ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ (РФФИ)
- МЕЖДУНАРОДНОЙ ОБЩЕСТВЕННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ «АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ» (АНУД)
- НАЦИОНАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ИТМО, РОССИЯ
- АМЕРИКАНСКОГО ИНСТИТУТА АЭРОНАВТИКИ И АСТРОНАВТИКИ (AIAA)
- ИНСТИТУТА ИНЖЕНЕРОВ ПО ЭЛЕКТРОТЕХНИКЕ И ЭЛЕКТРОНИКЕ – ОБЩЕСТВА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ (IEEE – AESS)
- ФРАНЦУЗСКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (IFN)
- НЕМЕЦКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (DGON)
- ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ», РОССИЯ

В настоящем издании опубликованы на русском языке пленарные и стендовые доклады участников конференции из России и Украины.

*Стендовые доклады отмечены знаком *.*

Полностью все доклады представлены в материалах конференции на английском языке – «26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems».

Главный редактор
академик РАН В. Г. Пешехонов

СОДЕРЖАНИЕ

■ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ■

Н.Б. Вавилова, В.С. Вязьмин, А.А. Голован

Результаты разработки и применения алгоритмов интеграции низкоточной БИНС, СНС и одометра в аппаратном комплексе дорожной лаборатории 8

А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, С.А. Иванов

Интегрированная инерциально-одометрическая навигационная система со спутниковой калибровкой 16

О.С. Амосов, С.Г. Амосова

Нейросетевой метод обнаружения и распознавания подвижных объектов в задачах траекторного слежения по данным камер видеонаблюдения* 22

О.И. Ткаченко, С.А. Ковтун, Ю.Б. Дубов

Использование прогноза качки для обеспечения безопасности взлета и посадки самолетов корабельного базирования* 26

Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова, С.Е. Сомов

Полетная проверка точности системы навигации и управления движением спутника наблюдения с использованием видеоинформации* 29

И.В. Белоконов, А.В. Крамлих, М.Е. Мельник

Возможный подход к повышению автономности и отказоустойчивости решения задачи определения ориентации наноспутников* 35

Р.Р. Бикмаев, М.Д. Золотов, А.Н. Попов, Р.Н. Садеков

Повышение точности сопровождения подвижных объектов с применением алгоритма комплексной обработки сигналов с монокулярной камеры и лидара* 39

Н.Н. Василюк, М.Ю. Воробьев, Д.К. Токарев

Интегрированная навигационная система с двухантенным ГНСС-приемником и микромеханическим инерциальным измерительным модулем, встроенным в одну из ГНСС-антенн 43

М.С. Селезнева, А.В. Пролетарский, К.А. Неусыпин, Чжан Лифэй Модификация федеративного фильтра Калмана с помощью критерия степени наблюдаемости переменных состояния*	53
М.С. Селезнева, К.А. Неусыпин, И.В. Муратов Исследование критериев степени управляемости переменных состояния моделей динамических систем*	57
Р.В. Ермаков, А.А. Серанова, Д.Ю. Лившиц, И.К. Кузьменко, Д.Е. Гуцевич, К.Д. Чеховская, Е.Н. Скрипаль, А.В. Абакумов, А.А. Львов Аспекты проектирования отказобезопасного пилотажно-навигационного комплекса для беспилотных летательных аппаратов*	62
М.С. Селезнева, А.В. Бабиченко, А.В. Пролетарский, К.А. Неусыпин, И.В. Муратов Перспективный пилотажно-навигационный комплекс с интеллектуальной компонентой*	68
Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов, Т.Е. Сомова Навигация и управление свободнолетающим роботом-манипулятором при механическом захвате пассивного космического аппарата*	73
В.А. Тупышев, Ю.А. Литвиненко Особенности использования фильтров полиномиального типа в навигационных комплексах с модульным принципом построения*	79
Д.А. Бедин Линейная байесовская оценка для задачи мультилатерации в присутствии выбросов*	83
Д.А. Бедин, А.Г. Иванов Использование генетического алгоритма для определения параметров многогипотезного алгоритма восстановления траектории воздушного судна*	87
Е.Б. Горский, Е.Г. Харин, И.А. Копылов, В.А. Копелович, А.В. Ясенюк Траекторные измерения при проведении контроля и испытаний наземного и бортового посадочного радиотехнического оборудования летательных аппаратов*	91
А.В. Небылов, В.А. Небылов, А.И. Панферов, С.А. Бродский Методы синтеза алгоритмов управления движением в зоне действия экранного эффекта*	95
И.В. Белоконов, И.А. Тимбай, Д.Д. Давыдов Пассивные системы стабилизации наноспутников формата CubeSat: общие принципы и особенности построения	98
И.Н. Корнилов Повышение точности координатного обеспечения аэрологического зонда средствами GPS/ГЛОНАСС	105
С.В. Шафран, И.А. Кудрявцев, В.М. Гречишников, А.В. Архипов Особенности применения ИМС NT1065 «Nomada»*	112
А.В. Тельный О возможности комплексования информации спутниковых навигационных систем*	115
А.В. Крамних, И.А. Ломака, С.В. Шафран Оценка инерционных характеристик наноспутника с использованием радиоконуса на основе ГНСС технологий*	119
Е.В. Барина, И.А. Тимбай Исследование положений относительного равновесия динамически симметричного наноспутника формата CubeSat под действием гравитационного и аэродинамического моментов*	123

**С.Б. Беркович, Н.И. Котов, А.Ю. Махаев, А.В. Шолохов, С.Е. Чернышев, Н.В. Кузьмина,
С.М. Тарасов**

Применение метода относительных измерений для контроля точностных характеристик
автоматической системы определения астрономического азимута* 127

Д.С. Ярош, Г.В. Ренева, А.В. Корнилова, П.А. Коновалов

Мультиагентная система мобильных роботов для робофутбола* 130

■ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И ДАТЧИКИ ■

И.А. Чистяков, А.А. Никулин, И.Б. Гарцев

Алгоритм пешеходной навигации для двух закрепленных на ногах инерциальных
измерительных блоков 134

Д.Г. Грязин, И. В. Сергачёв, Ю. В. Матвеев

Способ измерения магнитного курса судна в высоких широтах и его реализации
в компасе «Азимут-КМ05Д»* 143

А.В. Субботин, В.С. Ермаков, М.Б. Мафтер

Конструктивные и эксплуатационные особенности морской интегрированной малогабаритной
системы навигации и стабилизации на волоконно-оптических гироскопах КАМА-НС-В* 146

А.В. Козлов, Ф.С. Капралов, А.В. Фомичев

Методика калибровки рассинхронизации гироскопических трактов БИНС* 153

А.А. Федотов, С.Ю. Перепелкина

Повышение точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы за счет
управляемого прецессионного движения* 158

Д.А. Буров

От платформенных гиросистем к бесплатформенным: фильтрация внешних возмущений
в режиме начальной выставки БИНС, результаты применения* 162

В.Я. Распопов, В.В. Матвеев, В.В. Лихошерст, А.В. Ладонкин, И.А. Волчихин

Волновой твердотельный гироскоп с металлическим резонатором для режима свободной волны* 168

В.Я. Распопов, А.В. Ладонкин, В.В. Лихошерст

Калибровка волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором
с блоком электроники* 170

С.В. Павлова, Я.А. Некрасов

Оптимизация конфигурации электродов микромеханического гироскопа и законов
формирования напряжений на них* 173

Д.С. Гнусарев

Разработка комбинированной модели кварцевого маятникового акселерометра с реализацией
замкнутого контура управления и оптимизацией параметров прибора* 178

С.Б. Бекбауова, Е.В. Шалымов, Ю.В. Филатов, В. Венедиктов, Н.А. Николаева

Оценка влияния внешних воздействий на характеристики кольцевого конфокального резонатора* 181

Л.В. Водичева, Ю.В. Парышева

Методика оценки точности косвенного метода калибровки бесплатформенного инерциального
измерительного блока 184

**Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, А.В. Козлов, И.А. Папуша, Н.А. Парусников, О.А. Зорина,
Е.А. Измайлов, С.Е. Кухтевич, А.В. Фомичев**

Использование мер оцениваемости в алгоритме автокалибровки БИНС 195

Ю.Н. Челноков Кватернионные регулярные уравнения и алгоритмы космической инерциальной навигации*	202
А.В. Молоденков, С.Е. Переляев, Я.Г. Сапунков, Т.В. Молоденкова Аналитическое решение приближенного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела и построение на его основе алгоритма определения ориентации БИНС*	206
В.В. Аврутов, Ю.Ф. Лазарев Автономное определение начальных координат местоположения*	210
В.М. Никифоров, А.А. Гусев, К.А. Андреев, А.С. Ширяев, Т.А. Жукова «Сверхмягкое» управление конечными параметрами одноосного гиросtabilизатора*	213
В.И. Гребенников, Д.М. Калихман, Л.Я. Калихман, С.Ф. Нахов, А.Ю. Николаенко, В.В. Скоробогатов, Е.А. Депутатова, Р.М. Самитов, В.Е. Кожевников 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»	216
Ю.Ю. Брославец, А.А. Фомичев, Е.А. Полукеев, Д.М. Амбарцумян, Р.О. Егоров Связь встречных волн в двух и четырехчастотных зеемановских лазерных гироскопах с непланарным резонатором	223
В.А. Солдатенков, В.М. Ачильдиев, Ю.К. Грузевич, А.Д. Левкович, Н.А. Бедро, М.Н. Комарова, Ю.Н. Евсеева, М.А. Басараб, Н.С. Коннова, В.М. Успенский Электросейсмокардиоблок для неинвазивной диагностики заболеваний человека*	233
В.А. Солдатенков, Ю.К. Грузевич, В.М. Ачильдиев, М.Н. Комарова, Н.А. Бедро, А.Д. Левкович, Ю.К. Грузевич Датчик углов и микровибраций для контроля состояния сооружений*	237
В.Ф. Журавлев, С.Е. Переляев, Б.П. Бодунов, С.Б. Бодунов Миниатюрный волновой твердотельный гироскоп нового поколения для бескарданных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов*	241
И.Ю. Быканов, В.М. Никифоров Оценка прочности чувствительного элемента маятникового компенсационного акселерометра типа Si-Flex методом конечно-элементного анализа*	246
А.А. Маслов, Д.А. Маслов, И.В. Меркурьев, В.В. Подалков Динамика кольцевого микромеханического гироскопа с учетом нелинейной жесткости подвеса*	249
А.С. Ковалёв Фазовый метод измерения выходного сигнала одномассового ММГ как способ улучшения его характеристик*	253
И.В. Папкина, В.А. Крысько, М.А. Барулина, А.В. Крысько Математическое моделирование нелинейной динамики компонентов наноэлектромеханических датчиков с учетом тепловых, электрических и шумовых воздействий*	258
Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова, Д.С. Гнусарев, В.М. Никифоров, И.Ю. Быканов Динамический регулятор по выходу датчика угловой скорости, построенный на основе методов инвариантных эллипсоидов*	261
Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова, Д.С. Гнусарев, В.В. Скоробогатов, В.М. Никифоров, Е.П. Кривцов, А.А. Янковский 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*	264

С.Е. Бекетов, В.Н. Горшков, Н.И. Хохлов, Е.А. Петрухин, А.С. Бессонов

Моделирование нелинейных поправок масштабного коэффициента лазерного гироскопа с прямоугольной подставкой*	269
---	-----

■ ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ В НАВИГАЦИИ ■

В.Г. Пешехонов, А.В. Соколов, А.А. Краснов

Развитие гравиметрических комплексов ЦНИИ «Электроприбор»	273
---	-----

Л.В. Киселев, В.Б. Костоусов

О взаимосвязи и общности решения задач навигации и гравиметрии в подводной робототехнике*	278
---	-----

Д.А. Кошаев, А.В. Моторин, О.А. Степанов

Анализ эффективности использования спутниковых измерений при определении аномалий силы тяжести на море*	282
--	-----

▪ ЗАСЕДАНИЕ I – ИНТЕГРИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ▪

Результаты разработки и применения алгоритмов интеграции низкоточной БИНС, СНС и одометра в аппаратном комплексе дорожной лаборатории

Н.Б. Вавилова

МГУ имени М.В. Ломоносова
Москва, Россия

В.С. Вязьмин

МГУ имени М.В. Ломоносова
Москва, Россия
v.vyazmin@navlab.ru

А.А. Голован

МГУ имени М.В. Ломоносова
Москва, Россия

Аннотация — Целью работы является разработка и применение в режиме постобработки алгоритмов коррекции низкоточной бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС), установленной на автомобиле-лаборатории, при помощи данных одометра и позиционных, скоростных данных приемника сигналов спутниковых навигационных систем (СНС). В работе продемонстрированы результаты комплексной постобработки экспериментальных данных, полученных в ходе типичной инспекционной съемки автомобиля-лаборатории. Представлены результаты оценки точности навигационных определений на основе сравнения с независимым навигационным решением другого, эталонного, навигационного комплекса, построенного на базе БИНС навигационного класса точности и приемников СНС геодезического класса точности, работающих в фазово-дифференциально режиме.

Ключевые слова — бескарданная инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, одометр, корректируемые БИНС, фильтр Калмана

I. ВВЕДЕНИЕ

Работа посвящена построению алгоритмов комплексной обработки данных низкоточной бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС), установленной на дорожном транспортном средстве (автомобиле-лаборатории), данных одометра, позиционных и (или) скоростных решений приемника сигналов спутниковых навигационных систем

(СНС) GPS и ГЛОНАСС с целью определения параметров траектории и углов ориентации установленного оборудования. При этом предполагается постобработка совокупной измерительной информации. Работа проводится в рамках совместного проекта лаборатории управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова с НПО «Регион» (г. Москва) и является продолжением аналогичных работ 2010 г. с этой компанией.

Особенностью задач такого типа является снижение качества приема сигналов СНС в условиях городской застройки, в связи с чем возникает необходимость привлечения дополнительной измерительной информации о движении. Распространенным подходом является использование измерений одометра (одометров) и так называемой ZUPT-коррекции (коррекции по нулевой скорости во время остановок объекта-носителя навигационного комплекса). После чего ставится и решается стандартная задача коррекции БИНС по данным приемника СНС, одометра и информации о нулевой скорости объекта при остановках [1].

Отметим, что рассматриваемая задача информационно эквивалентна задаче топопривязки наземных объектов, решаемой путем комплексирования данных БИНС и одометра, задачам навигации внутритрубных инспекционных снарядов (дефектоскопов), и др. Подходы к решению данных задач хорошо разработаны и представлены в работах различных коллективов авторов, например [1–7].

Практической составляющей данной работы является разработка интегрированных навигационных решений для режима постобработки при использовании данных низкоточной БИНС, позиционных и, возможно, скоростных данных одностороннего кодового приемника СНС и данных одометра. Разработка связана с переходом компании «Регион» к использованию недорогой БИНС на основе МЭМС. Отличительной чертой решаемой задачи является необходимость определения с высокой точностью углов крена и тангажа носителя (с точностью до 0.1 град), без предъявления жестких требований к точности определения угла курса. Строгие требования к точности определения углов ориентации носителя обусловлены тем, что одной из задач, выполняемых автомобилем-лабораторией, является инспектирование геометрических параметров дорожного полотна.

В данной работе приведены основные математические модели, использованные при разработке алгоритма комплексной постобработки измерений низкоточной БИНС, одностороннего двухсистемного кодового приемника СНС и одометра. Дано описание разработанного алгоритма интеграции, основу которого составляют процедуры калмановской фильтрации и сглаживания с использованием обратных корректирующих связей (методически близких к моделям расширенного фильтра Калмана) [8], [9]. Представлены результаты обработки реальных данных, полученных в ходе типичной инспекционной съемки автомобиля-лаборатории. Полученные результаты оценки траекторных параметров сравниваются с интегрированным навигационным решением, предоставленным другим, эталонным, навигационным комплексом разработки компании NovAtel. Основу эталонного комплекса составляют БИНС навигационного класса точности, двухчастотные двухсистемные приемники сигналов СНС, функционирующие в фазово-дифференциальном режиме при относительно малых значениях (до 15 км) базовых линий. Интегрированные навигационные решения эталонного комплекса рассчитываются штатным программно-математическим обеспечением. Полученные результаты сравнения с эталонным решением сопровождаются теоретическими оценками точности разработанного алгоритма, полученными на основе ковариационного анализа. Показано, что применение низкоточной БИНС в рассматриваемой задаче позволяет определять параметры траектории движения объекта-носителя навигационного комплекса в условиях городской застройки с точностью до первых метров по плановым координатам и высоте, до 0.1 град по углам крена и тангажа и до 1.5 град по углу курса, что удовлетворяет техническим требованиям.

II. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ЗАДАЧИ ИНТЕГРАЦИИ БИНС, СНС И ОДОМЕТРА

A. Уравнения идеальной работы БИНС. Модельные уравнения БИНС

Опорными уравнениями являются уравнения движения приведенного центра (точка M) блока акселерометров БИНС, записанные в проекциях на оси сопровождающего географического трехгранника Mx , и кинематические уравнения численного интегрирования координат и определения матрицы перехода L_{zx} от Mx к приборному трехграннику Mz БИНС [10]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}_x &= \hat{\boldsymbol{\Omega}}_x \mathbf{r}_x + \mathbf{V}_x, \\ \dot{\mathbf{V}}_x &= (\hat{\boldsymbol{\Omega}}_x + 2\hat{\mathbf{u}}_x) \mathbf{V}_x + L_{zx}^T \mathbf{f}_z + \mathbf{g}_x, \\ \dot{L}_{zx} &= \hat{\boldsymbol{\omega}}_z L_{zx} - L_{zx} (\hat{\boldsymbol{\Omega}}_x + \hat{\mathbf{u}}_x),\end{aligned}\quad (1)$$

где $\mathbf{r}_x$ – радиус-вектор точки M (отсчитываемый от геометрического центра Земли) в проекциях на оси географического трехгранника Mx , $\mathbf{V}_x$ – вектор скорости точки M относительно Земли в проекциях на оси Mx , $\mathbf{f}_z$ – внешняя удельная сила, действующая на точку M , в проекциях на оси приборного трехгранника Mz , $\mathbf{g}_x$ – вектор силы тяжести в проекциях на оси Mx , $\boldsymbol{\Omega}_x$ – вектор угловой скорости вращения трехгранника Mx относительно Земли в проекциях на оси Mx , $\mathbf{u}_x$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения Земли в проекциях на оси Mx , $\boldsymbol{\omega}_z$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения приборного трехгранника Mz в проекциях на оси Mx . Под $\hat{\mathbf{u}}_x$ понимается кососимметрическая матрица, составленная из компонент вектора $\mathbf{u}_x$ так, что произведение $\hat{\mathbf{u}}_x$ и произвольного 3×1 -вектора $\mathbf{d}$ равно векторному произведению $\mathbf{d} \times \mathbf{u}_x$.

Далее выпишем модельные уравнения БИНС, получаемые из уравнений идеальной работы (1) заменой неизвестных величин, удельной силы $\mathbf{f}_z$ и угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_z$, их измерениями, доставляемыми акселерометрами и датчиками угловой скорости (ДУС) соответственно [10]:

$$\begin{aligned}\mathbf{f}'_z &= \mathbf{f}_z + \Delta \mathbf{f}_z, \\ \boldsymbol{\omega}'_z &= \boldsymbol{\omega}_z - \mathbf{v}_z.\end{aligned}\quad (2)$$

Здесь $\Delta \mathbf{f}_z$, $\mathbf{v}_z$ – погрешности измерений акселерометров и ДУС соответственно. Измерение $\boldsymbol{\omega}_y = \boldsymbol{\omega}'_z$ понимается как вектор абсолютной угловой скорости вращения так называемого модельного трехгранника $M'y$ (числового образа приборного трехгранника Mz) в проекциях на оси $M'y$, где M' – числовой образ точки M . Модельные уравнения БИНС в проекциях на оси модельного географического трехгранника $M'y^x$ имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}'_{y^x} &= \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{y^x} \mathbf{r}'_{y^x} + \mathbf{V}'_{y^x}, \\ \dot{\mathbf{V}}'_{y^x} &= (\hat{\boldsymbol{\Omega}}_{y^x} + 2\hat{\mathbf{u}}_{y^x}) \mathbf{V}'_{y^x} + L_{yy^x}^T \mathbf{f}'_z + \mathbf{g}'_{y^x}, \\ \dot{L}_{yy^x} &= \hat{\boldsymbol{\omega}}_y L_{yy^x} - L_{yy^x} (\hat{\boldsymbol{\Omega}}_{y^x} + \hat{\mathbf{u}}_{y^x}),\end{aligned}\quad (3)$$

где $\mathbf{r}'_{y^x}$, $\mathbf{V}'_{y^x}$ – векторы модельных координат и модельной скорости точки M' , L_{yy^x} – матрица перехода от модельного географического трехгранника $M'y^x$ к трехграннику $M'y$, $\mathbf{g}'_{y^x}$ – вектор нормальной силы тяжести в осях $M'y^x$, $\mathbf{g}'_{y^x} = (0, 0, -g')^T$, g' – абсолютное значение нормальной силы тяжести в точке M' , $\boldsymbol{\Omega}_{y^x}$ – вектор угловой скорости вращения $M'y^x$ относительно Земли в проекциях на оси

M_y^x , u_{y^x} – вектор угловой скорости вращения Земли в проекциях на оси M_y^x .

В. Уравнения ошибок БИНС и корректирующих измерений СНС

При выводе уравнений ошибок БИНС и уравнений корректирующих измерений СНС будем следовать [10], [8]. Обозначим через β_y вектор малого поворота, характеризующий ошибку определения ориентации приборного трехгранника M_z по измерениям ДУС. Иными словами, матрица ориентации M_z относительно модельного трехгранника M_y , введенного выше, предполагается представимой в виде $I + \hat{\beta}_y$, где I – единичная 3×3 -матрица. Введем также вектор малого поворота $\beta_x = L_{y^x y} \beta_y$, который характеризует взаимную ориентацию модельного географического трехгранника M_y^x и так называемого квазиприборного трехгранника, базис которого выражается через базис M_z при помощи матрицы перехода $L_{yy^x}^T$. Уравнения ошибок БИНС запишем, вводя вектор динамических ошибок скорости δV_{y^x} (разность модельной относительной скорости и истинной, спроектированной на оси квазиприборного трехгранника), который связан с вектором полной ошибки относительной скорости $\Delta V_{y^x} = V'_{y^x} - V_{y^x}$ соотношением

$$\Delta V_{y^x} = \delta V_{y^x} + \hat{\beta}_x V'_{y^x}. \quad (4)$$

Обозначим через Δr_{y^x} полную ошибку координат $\Delta r_{y^x} = r'_{y^x} - r_{y^x}$ и запишем уравнения ошибок БИНС в проекциях на оси модельного географического трехгранника:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r}_{y^x} &= \hat{\Omega}_{y^x} \Delta r_{y^x} + \delta V_{y^x} + \hat{\beta}_x V'_{y^x}, \\ \delta \dot{V}_{y^x} &= (\hat{\Omega}_{y^x} + 2\hat{u}_{y^x}) \delta V_{y^x} - \hat{g}'_{y^x} \beta_x - G \Delta r_{y^x} + \\ &+ (\hat{u}_{y^x} \hat{\beta}_x - \hat{\beta}_x \hat{u}_{y^x} - \hat{v}_{z^x}) V'_{y^x} + \Delta f_{z^x}, \\ \dot{\beta}_x &= (\hat{\Omega}_{y^x} + \hat{u}_{y^x}) \beta_x + v_{z^x}, \end{aligned} \quad (5)$$

где G – диагональная 3×3 -матрица, имеющая вид $G = \omega_0^2 \text{diag}(1, 1, -2)$, ω_0 – частота Шулера, $\Delta f_{z^x}, v_{z^x}$ – перепроектированные векторы погрешностей акселерометров и ДУС: $\Delta f_{z^x} = L_{y^x y} \Delta f_z$, $v_{z^x} = L_{y^x y} v_z$. В работе рассматривается упрощенная модель инструментальных погрешностей $\Delta f_z, v_z$ откалиброванных инерциальных датчиков (другие модели погрешностей обсуждаются, например, в [11]):

$$\Delta f_z = b_f + q_f, \quad v_z = b_v + q_v, \quad (6)$$

где b_f, b_v – 3×1 -векторы смещений нулевого сигнала акселерометров и ДУС соответственно, предполагаемые случайными процессами типа интеграла от белого шума:

$$\dot{b}_f = q_f^b, \quad \dot{b}_v = q_v^b, \quad (7)$$

где векторы q_f, q_v, q_f^b, q_v^b – центрированные белые шумы с известными интенсивностями.

Используя позиционное и скоростное решения приемника СНС $r_{y^x}^{gnss}$ и $V_{y^x}^{gnss}$ составим векторы корректирующих измерений координат и скорости z_{pos} и z_{vel} в виде

$$z_{pos} = r'_{y^x} - r_{y^x}^{gnss}, \quad z_{vel} = V'_{y^x} - V_{y^x}^{gnss}. \quad (8)$$

Тогда уравнения корректирующих измерений СНС могут быть записаны в виде:

$$\begin{aligned} z_{pos} &= \Delta r_{y^x} - e_{pos}, \\ z_{vel} &= \delta V_{y^x} - \hat{V}'_{y^x} \beta_x - e_{vel}, \end{aligned} \quad (9)$$

где e_{pos}, e_{vel} – погрешности кодового позиционного и скоростного решений СНС соответственно. Для простоты изложения пренебрегаем смещением антенны приемника относительно приведенного центра МБИНС.

При постановке задачи стохастического оценивания в работе используются упрощенные модели погрешностей данных СНС (8) в виде белого шума с нулевым средним и известной интенсивностью. В реальных погрешностях присутствуют также систематические составляющие, вызванные влиянием атмосферы, многолучевости, понижением числа видимых спутников и др. [11], а также, в случае погрешности скоростного решения СНС r_{vel} , дифференцирование данных. Влияние указанных погрешностей на комплексированное навигационное решение возможно частично снизить за счет постобработки данных (см. Раздел III).

С. Уравнения корректирующих измерений одометра

Исходными данными одометра являются целочисленные импульсы, переводимые в приращения пройденного пути умножением на масштабный коэффициент. В данной работе используются скоростные измерения одометра, получаемые на основе приращения пути. Далее принимается, что направление вектора скорости автомобиля совпадает с его продольной осью, совмещенной со второй осью приборного трехгранника, и скалярные скоростные измерения одометра V'' используются для составления векторного измерения в проекциях на оси модельного географического трехгранника [12]:

$$V''_{y^x} = L_{yy^x}^T (0 \ V'' \ 0)^T. \quad (10)$$

Таким образом, предполагается, что движение происходит без проскальзывания, автомобиль постоянно сцеплен с дорогой и отсутствует снос.

При выводе уравнений ошибок одометрического счисления в модель погрешностей измерений одометра могут входить погрешность масштабного коэффициента, погрешность, обусловленная целочисленностью первичной измерительной информации, геометрические погрешности из-за несоосности связанной и приборной систем координат, а также погрешность, вызванная смещением точки контакта колеса с дорогой относительно приведенного центра M БИНС [12]. В данной работе предполагается, что углы несоосности связанной и приборной систем координат известны с достаточной точностью и, таким образом, могут быть учтены в модели измерений одометра. Из остальных погрешностей измерений одометра в данной работе учитывается погрешность масштабного коэффициента k , описываемая уравнением:

$$\dot{\kappa} = q_{\kappa}, \quad (11)$$

где q_k – центрированный белый шум с известной интенсивностью.

Модель корректирующих измерений одометра имеет вид [12]:

$$\mathbf{z}_{vel}^d = \mathbf{V}'_{v^x} - \mathbf{V}''_{v^d} = \delta \mathbf{V}_{v^x} - \kappa \mathbf{V}''_{v^d} - L_{v^x v} \mathbf{e}_{vel}^d, \quad (12)$$

где $\mathbf{e}_{vel}^d$ – случайная погрешность скоростных показаний одометра, сформированных при помощи его первичных измерений, представляемая упрощенной моделью в виде белого шума с нулевым средним и известной интенсивностью.

III. АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ БИНС, СНС И ОДОМЕТРА

Сводная система уравнений ошибок и корректирующих измерений включает уравнения (5)-(9), (11)-(12). В состав вектора состояния полученной системы входят:

- полные ошибки географических координат точки M (ошибки широты, долготы, высоты);
- 3 компоненты вектора динамических ошибок скорости $\delta \mathbf{V}_{y^x}$;
- 3 компоненты вектора угловых ошибок $\boldsymbol{\beta}_x$;
- смещения нулевых сигналов (7) акселерометров и ДУС (6 компонент).

Общее число компонент вектора состояния системы – 15. Переписав уравнения ошибок (5)-(7), (11) и корректирующих измерений (9), (12) в дискретной форме, поставим задачу оптимального стохастического оценивания. Предполагается, что данные одометра и СНС синхронизированы со шкалой времени данных БИНС. Решение задачи оценивания определяется фильтром Калмана в варианте с обратными корректирующими связями и сглаживанием [9]. Основные элементы алгоритма представлены на схеме (рис. 1).

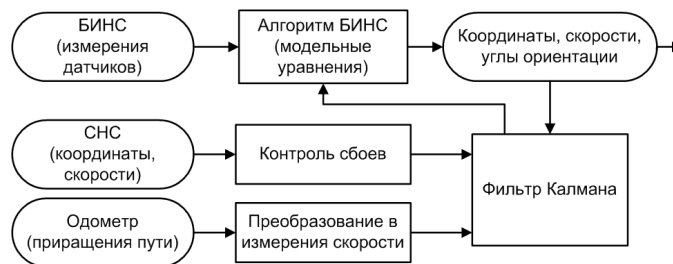


Рис. 1. Схема алгоритма слабосвязанной интеграции БИНС, СНС и одометра

Общая последовательность этапов алгоритма следующая:

- начальная выставка;
- решение модельных уравнений БИНС и одометрического счисления на одном такте;
- определение априорной оценки вектора состояния в текущий момент времени (этап прогноза фильтра Калмана);
- определение апостериорной оценки вектора состояния в текущий момент времени по данным одометра и (при наличии) данных СНС (этап коррекции фильтра Калмана);
- компенсация ошибки в оценке вектора состояния при помощи корректирующей обратной связи в фильтре Калмана;
- повторение предыдущих этапов на всем интервале движения;
- сглаживание оценок вектора состояния.

На последнем этапе (сглаживании) сначала проводится оценивание вектора состояния фильтром Калмана в обратном времени. Затем по оценкам вектора состояния в прямом и обратном времени и матрицам ковариаций ошибок оценок вычисляются оценки траекторных параметров — географических координат, компонент вектора относительной скорости в географических осях, углов ориентации корпуса БИНС, и соответствующие матрицы ковариаций ошибок оценок. После чего определяются сглаженная оценка траекторных параметров и матрица ковариаций их ошибок как взвешенная сумма оценок, полученных в прямом и обратном времени [12], [8].

Отметим, что алгоритм предназначен для постобработки данных, однако возможно использование и в режиме фильтрации.

А. Обработка данных СНС в алгоритме комплексирования

Для снижения влияния на точность решения погрешностей СНС, характерных для функционирования приемника в условиях городской застройки (потеря сигналов от спутников, многлучевость, уменьшение числа видимых спутников и др.), в алгоритме комплексирования предусмотрен контроль измерительной информации, использующий преимущества постобработки. До начала работы основного алгоритма (фильтра Калмана) проводится предварительный

расчет интеграционного решения, сопровождаемый вычислением статистических характеристик СНС-решения. А именно, вычисляются СКО разности позиционного СНС-решения и решения БИНС на последовательных интервалах (длительности 5 с). После чего определяется пороговое значение СКО указанной разности, по которому во время работы основного алгоритма отбраковываются СНС-решения с высоким СКО разности с решением БИНС на данном 5-секундном интервале (другие методы контроля систематических смещений и скачков в решении СНС обсуждаются, например, в [13]). Во время работы основного алгоритма выполняется дополнительная проверка качества решения СНС по информации от приемника СНС (число наблюдаемых спутников, HDOP и др.) и контролю величин невязок фильтра Калмана [11].

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

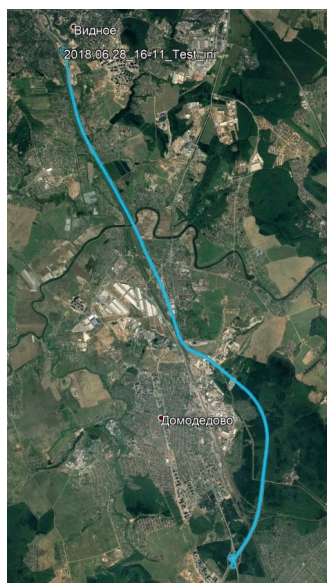


Рис. 2. Траектория заезда

В разделе представлены результаты обработки экспериментальных данных, полученных в ходе типовой инспекционной съемки автомобиля-лаборатории, а также оценки точности навигационного решения, рассчитанного при помощи разработанного интеграционного алгоритма. Эксперимент проведен 28 июня 2018 г. в Московской области и состоял из проезда по автодороге М-4 «Дон» из г. Видное в г. Домодедово и в обратном направлении (рис. 2). Данный отрезок автодороги пролегает среди редкой низкоэтажной застройки (частные владения) и лесных участков. Общая продолжительность заезда протяженностью 36 км составила примерно 1 ч. Особенности проведения эксперимента:

- стоянка в стартовой и конечной точках в течение примерно 10 мин;
- движение по прямой в течение 30 сек после начальной стоянки;
- стоянка в середине маршрута в течение 1 мин.

На интервале стоянки в стартовой точке проводится выставка – определение начальных значений углов крена и тангажа. На интервале движения по прямой, следующем за начальной стоянкой, определяется оценка путевого угла, используемая для задания начального значения угла курса.

А. Описание экспериментальных данных

В эксперименте использовалась БИНС ADIS16488, включающая три акселерометра и три ДУС на МЭМС, с частотой регистрации показаний датчиков 50 Гц, и односторонний кодовый приемник сигналов СНС NV08C-

CSM с частотой выдачи позиционного и скоростного решений 1 Гц. Также использовался одометр, исходные данные которого (приращения пути) предварительно были преобразованы в скорость и синхронизованы со шкалой времени данных БИНС.

Характеристики данных СНС на стоянках приведены в табл. 1. Систематическое смещение позиционного решения СНС на интервалах стоянок не превышает 2 м за 10 мин. Среднее число спутников GPS и ГЛОНАСС, информация от которых использовалась в решении приемника СНС в ходе эксперимента, равно 18 (рис. 3). В середине записи содержатся два интервала длительности 4 с, на одном из которых число видимых спутников снижается до 7, на втором – до нуля (потеря решения). Явные сбои в позиционном и скоростном решении СНС отсутствуют.

ТАБЛИЦА 1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЗИЦИОННОГО РЕШЕНИЯ СНС НА ИНТЕРВАЛАХ СТОЯНОК.

Статистика	Позиционное решение СНС в статике		
	Долгота [м]	Широта [м]	Высота [м]
СКО	0.2	0.1	0.2

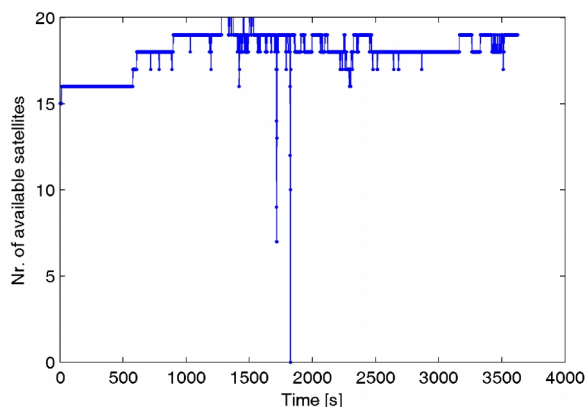


Рис. 3. Число спутников GPS и ГЛОНАСС, использованных в решении приемника

Ниже приведены характеристики погрешностей измерений инерциальных датчиков БИНС, взятые из спецификации [14] (табл. 2). Для анализа погрешностей была проведена запись показаний датчиков БИНС в статике (длительность около 3 ч). На основе вариации Аллана [15], рассчитанной по данной записи, величина нестабильности дрейфов акселерометров составила примерно 0.0006 м/с^2 , дрейфов ДУС – $0.002^\circ/\text{с}$ ($7.2^\circ/\text{ч}$). Данные значения соответствуют приведенным в спецификации. Значения среднеквадратического отклонения (СКО) шума измерений ДУС и акселерометров (максимальные значения по трем датчикам) составили $0.06^\circ/\text{с}$ ($216^\circ/\text{ч}$) и 0.03 м/с^2 соответственно (табл. 3). Интенсивность эквивалентного шума, приведенного к 1 Гц, равна $0.009^\circ/\text{с}$ ($30.6^\circ/\text{ч}$) для ДУС и 0.004 м/с^2 для акселерометров. Данные значения заметно выше приведенных в спецификации. Рассчитанные характеристики шума датчиков и нестабильностей дрейфов далее были использованы при задании матрицы ковариаций шумов в динамической системе при настройке фильтра Калмана.

ТАБЛИЦА 2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ ИЗ СПЕЦИФИКАЦИИ БИНС ADIS16488A.

Параметр	Характеристики датчиков БИНС	
	ДУС	Акселерометры
Стабильность дрейфов (1σ)	5.1°/ч	0.0007 м/с ²
Спектральная плотность мощности шума	0.0059°/с/√Гц	0.00063 м/с ² /√Гц

ТАБЛИЦА 3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ИЗМЕРЕНИЙ ДАТЧИКОВ БИНС ADIS16488A ИЗ ЭКСПЕРИМЕНТА В СТАТИКЕ.

Статистика	Характеристики шума измерений датчиков БИНС					
	ДУС [°/с]			Акселерометры [м/с ²]		
	1	2	3	1	2	3
СКО на 50 Гц	0.040	0.058	0.039	0.030	0.009	0.007

В. Оценка точности рассчитанного навигационного решения

При помощи разработанного алгоритма (Раздел III) было рассчитано навигационное решение по данным БИНС, СНС и одометра. В состав входных данных алгоритма комплексирования также были включены относительные координаты размещения оборудования внутри автомобиля, углы установки БИНС и одометра, начальное значение угла курса.

Точность полученного решения оценивалась путем сравнения с эталонным решением, рассчитанным по измерениям второго комплекса разработки NovAtel, установленного на автомобиле-лаборатории. Эталонный комплекс включал БИНС UIMU-LCI с частотой регистрации показаний инерциальных датчиков 200 Гц, и двухчастотный приемник сигналов GPS/ГЛОНАСС SPAN-SE с частотой выдачи данных 5 Гц. Для применения фазово-дифференциального режима СНС использовался базовый, размещенный в 15 км от траектории заезда. Интегрированное навигационное решение, рассчитанное по измерениям эталонного комплекса, вычислялось при помощи слабосвязанного алгоритма программно-математическим обеспечением Waypoint – Inertial Explorer 8.60.

На рис. 4 представлены график эталонного навигационного решения для угла крена и график оценки, рассчитанной при помощи разработанного алгоритма по измерениям основного навигационного комплекса дорожной лаборатории в режиме постобработки.

На рис. 5 приведены графики разности оценок горизонтальных координат и эталонных решений. Данный результат согласуется со значениями СКО ошибок оценок координат, определяемыми алгоритмом (рис. 6). Графики разности оценок углов крена и тангажа и эталонных решений приведены на рис. 7, разности оценки угла курса и эталона – на рис. 8.

Точность оценивания навигационных определений на будем характеризовать среднеквадратическим значением разности с эталонными решениями. Точность оценок го-

ризонтальных координат – в пределах 1.2 м, точность оценки высоты – 1.3 м (табл. 4). Точность оценок углов крена и тангажа – в пределах 0.08°. Точность оценки угла курса значительно хуже и составила 1.4°. При этом, как и ожидалось, основной рост ошибки оценки угла курса происходит на интервалах стоянки автомобиля в начале и конце траектории (рис. 8), поскольку азимутальная угловая ошибка β_{xz} в этих случаях слабо наблюдаема.

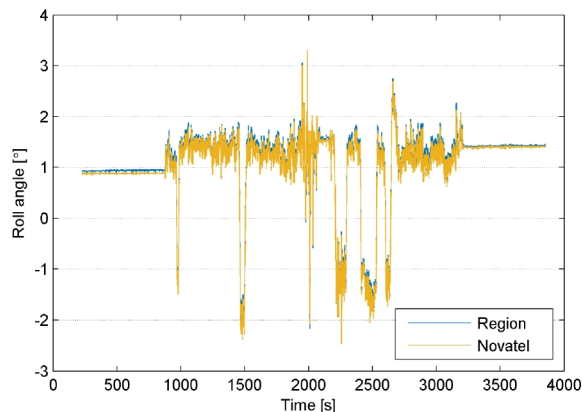


Рис. 4. Рассчитанная оценка угла крена (оранжевая линия) и эталонное решение (синяя линия)

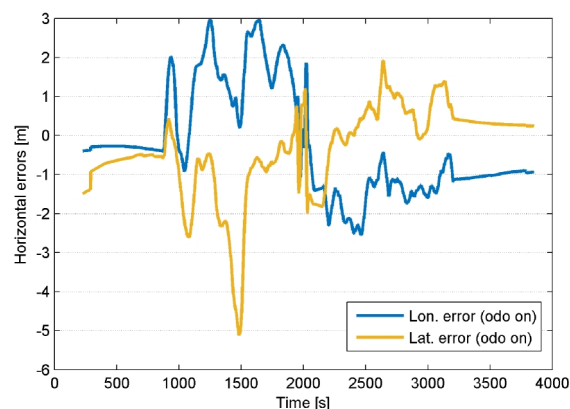


Рис. 5. Разности эталона и оценок долготы (синяя линия) и широты (оранжевая линия), полученных с учетом данных одометра

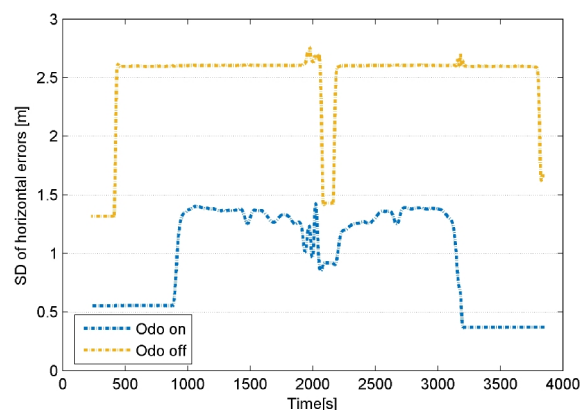


Рис. 6. Оценки СКО круговой ошибки оценивания горизонтальных координат, полученные с учетом данных одометра (синяя линия) и без учета данных одометра (оранжевая линия)

ТАБЛИЦА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ СРАВНЕНИЯ РАССЧИТАННОГО НАВИГАЦИОННОГО РЕШЕНИЯ С ЭТАЛОНОМ.

Параметр	Среднеквадратическое значение разности рассчитанного решения и эталона		
	БИНС, СНС, одометр	БИНС, СНС	БИНС, одометр
Долгота [м]	1.17	3.16	1245.19
Широта [м]	0.95	1.48	558.93
Высота [м]	1.31	1.40	158.63
Курс [°]	1.44	2.28	7.90
Крен [°]	0.07	0.14	2.98
Тангаж [°]	0.08	0.16	1.06

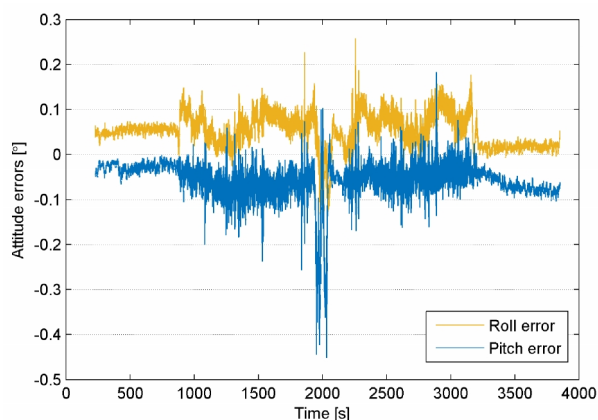


Рис. 7. Разности оценок углов крена (оранжевая линия) и тангажа (синяя линия), полученных с учетом данных одометра, и эталона

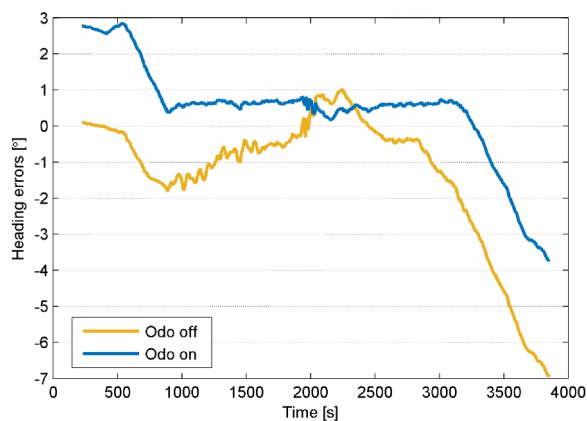


Рис. 8. Разности оценок угла курса, полученных с учетом данных одометра (синяя линия) и без учета данных одометра (оранжевая линия), и эталона

Для анализа влияния информации от одометра на точность навигационных определений было рассчитано комплексированное навигационное решение по данным БИНС и СНС (без привлечения данных одометра) и проведено сравнение с вышеописанными эталонными решениями. Точность оценивания горизонтальных координат

снизилась примерно в 1.5 раза для широты и почти в 3 раза для долготы (табл. 4). График СКО круговой ошибки оценки координат представлен на рис. 6. Точность оценивания углов крена и тангажа (рис. 9) снизилась в два раза и не превосходит 0.2° . Точность оценивания угла курса также снизилась почти в два раза и составила 2.3° (табл. 4).

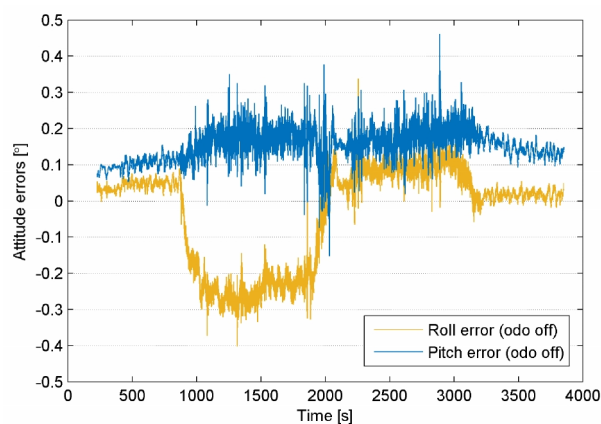


Рис. 9. Разности оценок углов крена (оранжевая линия) и тангажа (синяя линия), полученных без учета данных одометра, и эталона

Таким образом, привлечение информации от одометра в рассматриваемой задаче позволяет получить оценки углов крена и тангажа (параметры, к точности определения которых предъявлены наиболее жесткие технические требования) с точностью 0.1° . Полученные результаты, в частности, демонстрируют, что привлечение информации от одометра при комплексировании с данными СНС и низкоточной БИНС позволяет заметно повысить точность навигационных определений даже при наличии позиционного и скоростного решения СНС хорошего качества (отсутствие явных сбоев, высокое число видимых спутников на протяжении почти всего эксперимента, проведение эксперимента в условиях редкой низкоэтажной застройки).

В работе также представляло интерес оценить точность навигационного решения, полученного в результате комплексирования измерений датчиков БИНС и данных одометра, без привлечения данных СНС. В табл. 4 представлены результаты сравнения полученных оценок параметров траектории с эталонными решениями. Точность оценивания координат — в пределах 1.3 км. Точность оценивания угла крена равна 3° и значительно ниже точности оценивания угла тангажа (равной 1°), поскольку при данной конфигурации оборудования угол крена становится слабо наблюдаемым (продольная ось одометра направлена вдоль продольной оси связанной системы координат).

На рис. 10 представлены графики разности оценок углов крена и тангажа и эталонных решений. Накопление ошибок оценок (до 4° по углу крена и до 8° по углу тангажа) происходит в течение первых 30 мин эксперимента, то есть на интервале прямолинейного движения. На участке разворота ошибки оценок снижаются и далее до не превосходят 0.6° по углу тангажа и 1.5° по углу крена.

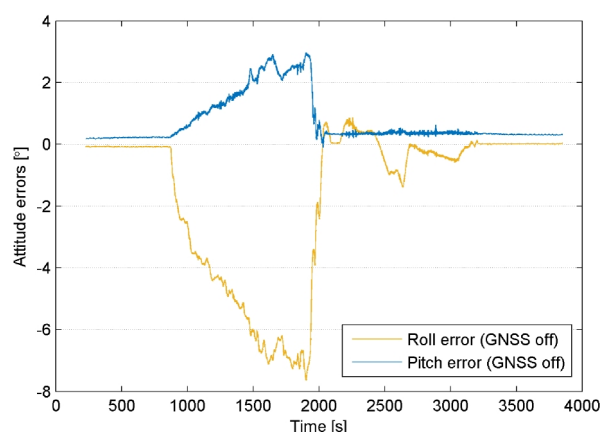


Рис. 10. Разности оценок углов крена (оранжевая линия) и тангажа (синяя линия), полученных без учета данных СНС, и эталона

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены результаты разработки и применения алгоритма комплексирования данных низкоточной БИНС, кодового приемника СНС и данных одометра к постобработке экспериментального материала, полученного в ходе типовой инспекционной съемки автодорожной лаборатории. Разработанный алгоритм слабосвязанного комплексирования состоит из этапов фильтрации (фильтр Калмана с использованием обратных корректирующих связей) и сглаживания.

Для оценки точности навигационных определений (координат объекта-носителя, углов ориентации корпуса БИНС) использовалось эталонное решение другого навигационного комплекса, включающего БИНС навигационного класса точности и два приемника СНС геодезического класса точности, работающие в фазово-дифференциальном режиме. На основе сравнения с эталонным решением в работе показано, что привлечение информации от одометра наряду с данными СНС и низкоточной БИНС позволяет заметно повысить точность определения горизонтальных координат и углов курса, крена и тангажа (в 2 раза) даже при наличии позиционного и скоростного решения СНС хорошего качества.

Результаты работы демонстрируют возможность достижения требуемой точности определения траекторных

параметров и углов ориентации путем комплексной обработки данных СНС, низкоточной БИНС и одометра и, таким образом, показывают обоснованность применения низкоточной БИНС в составе навигационного комплекса автомобиля-лаборатории.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Golovan, A.A., Nikitin, I.V., Combined use of strapdown inertial navigation systems and odometers from the standpoint of mechanics of inertial navigation systems. Part 2, *Moscow Univ. Mech. Bull.*, 2015, vol. 70, no. 4, pp. 68–72.
- [2] Golovan, A.A., Nikitin, I.V., Combined use of strapdown inertial navigation systems and odometers from the standpoint of mechanics of inertial navigation systems. Part 1, *Moscow Univ. Mech. Bull.*, 2015, vol. 70, no. 2, pp. 46–49.
- [3] Panev, A.A., Vavilova, N.B., The navigation problem for a pipeline inspection system, *Moscow Univ. Mech. Bull.*, 2011, vol. 66, no. 13, pp. 53–56.
- [4] Горбачев А.Ю. Применение одометров для коррекции интегрированных навигационных систем. Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. «Приборостроение», 2009. № 4. С. 37–53.
- [5] Дмитриев С.П. Инерциальные методы в инженерной геодезии. СПб: ГНЦ РФ «ЦНИИ «Электронприбор», 1997. 208 с.
- [6] Georgy, J., Karamat, T., Iqbal, U., Noureldin, A., Enhanced MEMS-IMU/odometer/GPS integration using mixture particle filter, *GPS Solutions*, 2011, vol. 15, no. 3, pp. 239–252.
- [7] Reuper, B., Becker, M., Leinen, S., Benefits of multi-constellation/multi-frequency GNSS in a tightly coupled GNSS/IMU/odometry integration algorithm, *Sensors*, 2018, vol. 18, no. 9, pp. 1–25.
- [8] Vavilova N.B., Golovan A.A., Parusnikov N.A., Problem of information equivalent functional schemes in aided inertial navigation systems, *Mechanics of Solids*, 2008, vol. 43, no. 3, pp. 391–399.
- [9] Kailath, T., Sayed, A. H., Hassibi, B., Linear estimation. Prentice Hall, Englewood Cliffs, 2000. 854 p.
- [10] Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. Часть 1. М.: Макс Пресс, 2011. 136 с.
- [11] Farrell, J.A., Aided navigation systems: GPS and high rate sensors, New York, NY, McGraw-Hill, 2008.
- [12] Нинитин И.В. Задача навигации наземного объекта на основе данных БИНС и одометра: дис. канд.физ.-мат. наук. Москва, 2016, 89 с.
- [13] Yang, L., Li, Y., Wu, Y., Rizos, C., An enhanced MEMS-INS/GNSS integrated system with fault detection and exclusion capability for land vehicle navigation in urban areas, *GPS Solut.*, 2014, 18, 593–603.
- [14] Analog Devices, ADIS16488A: tactical grade, ten degrees of freedom inertial sensor (specification sheet), www.analog.com.
- [15] Аллан Д.У. Вариации Аллана: история создания, преимущества и недостатки, основные области применения // Гироскопия и навигация. 2015. № 4. С. 3–28.

Интегрированная инерциально-одометрическая навигационная система со спутниковой калибровкой

А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев

ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт»

Москва, Россия

contacts@xlab-ns.ru

С.А. Иванов

АО «Раменский приборостроительный завод»

Раменское, Московская область, Россия

srpremier@mail.ru

Аннотация — Рассматриваются особенности функционирования навигационных систем (НС) в городских условиях применения. Объектом исследований являлась НС, построенная на базе инерциальной и одометрической систем. Предлагается технология интеграции таких систем. В качестве ядра в состав такой НС включена инерциальная навигационная система БИНС-500НС на базе волоконно-оптических гироскопов. Приводятся и анализируются результаты натурной отработки представленной в работе инерциально-одометрической навигационной системы.

Ключевые слова — инерциальная навигационная система; волоконно-оптические гироскопы; одометр; спутниковая навигационная система; фильтр Калмана

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время актуальной остается проблема повышения точностных характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) в городских условиях применения. Это связано со следующими трудностями спутниковой поддержки БИНС в таких условиях [1]: нестабильность информации от спутниковых навигационных систем (СНС) из-за естественных помех; переотражение сигналов от городских сооружений; пропадание сигналов из-за затенений и в тоннелях; появление аномальных сигналов при изменении спутниковых созвездий и плохом геометрическом факторе. В то же время наличие у современных автомобилей одометров, бортовых компьютеров, средств передачи, регистрации и отображения данных о параметрах движения позволяет построить комплексную инерциально-одометрическую систему автономной навигации. При наличии же дополнительной информации от СНС представляется возможным выполнять динамическую калибровку одометра и датчиков первичной информации БИНС: гироскопов и акселерометров.

Цель работы – исследовать возможности комплексирования инерциальной и одометрической систем при их эксплуатации в городских условиях с учетом динамической калибровки измерителей по информации от СНС.

Для достижения поставленной цели в работе разработаны уравнения ошибок инерциально-одометрической системы навигации, а также алгоритмы инерциально-спутниковых, инерциально-одометрических и одометроспутниковых наблюдений для их обработки с помощью фильтра Калмана.

II. АППАРАТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНО-ОДОМЕТРИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

В качестве объекта для экспериментальной отработки использовался инерциально-одометрический комплекс, включающий инерциально-спутниковую навигационную систему БИНС-500НС [2] (см. рис. 1) разработки ООО «Экспериментальная мастерская «Наука-Софт» (Москва), бортовой автомобильный компьютер, адаптер ELM-327 [3] (см. рис. 2) и планшетный компьютер.

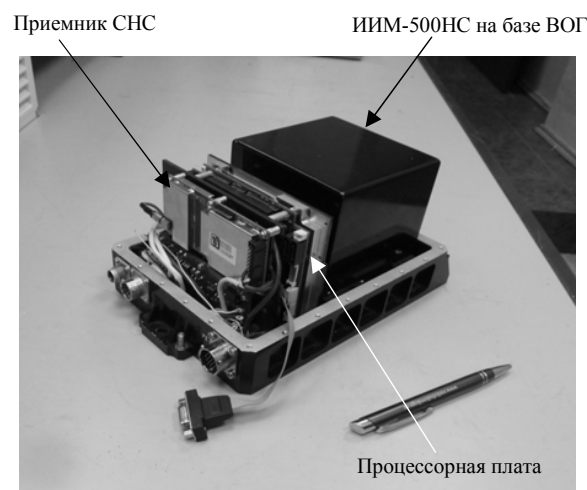


Рис. 1. Инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500НС



Рис. 2. Адаптер ELM-327

Инерциальный измерительный модуль (ИИМ) системы БИНС-500НС выполнен на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) разработки НПК «Оптолинк» (Зеленоград). Частота обновления и регистрации данных на встроенную в систему флэш-память для ИИМ – 1кГц, для одометра – 10Гц, для спутниковой навигационной системы (СНС) и других внешних наблюдений 1Гц. Рассматриваемые в работе технологические решения реализованы на операционной системе реального времени Linux, поддерживающей модульную архитектуру построения БИНС. Наличие встроенной флэш-памяти позволило получить и проанализировать зарегистрированные данные с учетом реальных условий эксплуатации. Кроме того, это позволило модернизировать и исследовать программно-математическое обеспечение на множестве траекторий и разработанных алгоритмов. Адаптер ELM-327 предназначен для сопряжения автомобильного компьютера со средствами внешней регистрации.

Структурная схема интегрированной инерциально-одометрической навигационной системы со спутниковой калибровкой показана на рис. 3, где БАК - бортовой автомобильный компьютер, ПК – планшетный компьютер.

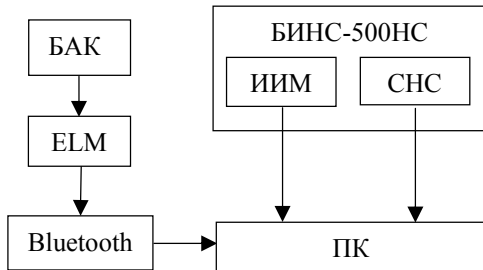


Рис. 3. Структурная схема инерциально-одометрической навигационной системы

Аппаратное и программно-математическое обеспечение инерциально-одометрической системы построено с использованием объектно-ориентированной модульной технологии.

III. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНО-ОДОМЕТРИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Программно-математическое обеспечение интегрированной инерциально-одометрической навигационной системы основано на раздельном решении уравнений для кватернионов навигации и ориентации [4]:

$$\dot{\bar{q}}_0 = \Pi_0 \bar{q}_0; \dot{\bar{p}}_1 = \Pi_1 \bar{p}_1, \quad (1)$$

где $\bar{q}_0 = \{q_0, q_1, q_2, q_3\}$ – кватернион, характеризующий угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат $oxyz$ относительно инерциальной $OX_uY_uZ_u$; $\bar{p}_1 = \{p_0, p_1, p_2, p_3\}$ – кватернион, характеризующий угловую ориентацию свободного в азимуте опорного нави-

гационного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно земной геоцентрической системы координат $OX_3Y_3Z_3$;

$$\Pi_0 = \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\Theta}_x & -\dot{\Theta}_y & -\dot{\Theta}_z \\ \dot{\Theta}_x & 0 & \dot{\Theta}_z & -\dot{\Theta}_y \\ \dot{\Theta}_y & -\dot{\Theta}_z & 0 & \dot{\Theta}_x \\ \dot{\Theta}_z & \dot{\Theta}_y & -\dot{\Theta}_x & 0 \end{bmatrix};$$

$$\Pi_1 = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_\xi & -\omega_\eta & -\omega_\zeta \\ \omega_\xi & 0 & \omega_\zeta & -\omega_\eta \\ \omega_\eta & -\omega_\zeta & 0 & \omega_\xi \\ \omega_\zeta & \omega_\eta & -\omega_\xi & 0 \end{bmatrix};$$

$\dot{\Theta} = [\dot{\Theta}_x \quad \dot{\Theta}_y \quad \dot{\Theta}_z]^T$ – вектор выходных сигналов ВОГ;

$\bar{\omega} = [\omega_\xi \quad \omega_\eta \quad \omega_\zeta]^T$ – вектор угловых скоростей вращения опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ в геодезической системе координат. Причем при счислении координат для свободного в азимуте трехгранника $\omega_\zeta = 0$ [5]. Элементы вектора $\bar{\omega}$ определяются по проекциям V_ξ, V_η, V_ζ вектора относительной скорости $\bar{V}$ из решения основного уравнения инерциальной навигации [5]

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

где $\bar{a} = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T$ – вектор выходных сигналов акселерометров; $\bar{g} = [g_\xi \quad g_\eta \quad g_\zeta]^T$ – вектор гравитационного ускорения; $\bar{\Omega} = [\Omega_\xi \quad \Omega_\eta \quad \Omega_\zeta]^T$ – вектор угловой скорости вращения Земли; $\Omega = \|\bar{\Omega}\|_2^2$; $\bar{R} = [0 \quad 0 \quad R]^T$ – радиус-вектор местоположения ИИМ; $(\times)$ – оператор векторного произведения; C_3 – матрица направляющих косинусов, характеризующая угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат относительно опорного полусвободного в азимуте трехгранника $o\xi\eta\zeta$ [5]. Кроме того, по элементам данных кватернионов определяются углы ориентации ψ, ϑ, γ [6] ИИМ относительно сопровождающего трехгранника $oENH$ геодезической системы координат, а также геодезические широта φ , долгота λ и азимут A трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно репера $oENH$ [6]

$$\varphi = \arctg[(p_0^2 + p_3^2 - 0.5) / \sqrt{(p_0^2 + p_3^2)(p_1^2 + p_2^2)}];$$

$$\lambda = \arctg[(p_2 p_3 - p_0 p_1) / (p_1 p_3 + p_0 p_2)];$$

$$A = \arctg[(p_0 p_2 - p_1 p_3) / (p_2 p_3 + p_0 p_1)].$$

Раздельное решение указанных уравнений позволило довести глубину оценивания ошибок БИНС до уровня чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров. Базовый вектор включал 20 параметров, а именно: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости, ошибки счисления элементов кватернионов навигации и ориентации, угловые дрейфы ВОГ, смещения акселерометров, ошибку счисления высоты относительно земного эллипсоида и автокоррелированные ошибки одометра при измерении путевой скорости и пройденного пути. Уравнения ошибок ЧЭ формировались в системе координат, связанной с ИИМ. Это позволило реализовать сильносвязанную схему демпфирования ошибок ЧЭ с фильтром Калмана в контуре оценивания.

В системе БИНС-500 реализованы следующие штатные режимы работы.

Режим начальной выставки, включающий следующие этапы.

Этап грубой начальной выставки реализуется на основе метода аналитического гироскопирования по выходным сигналам чувствительных элементов (ЧЭ) БИНС. По сигналам ЧЭ выполняется приближенное определение элементов соответствующей матрицы направляющих косинусов [2], а затем углов ориентации ИИМ относительно опорного навигационного трехгранника.

Этап точной начальной выставки реализуется на основе метода векторного согласования вычисленных по информации БИНС и априорно известных геофизических инвариантов. Геофизическими инвариантами являются параметры, значения которых априорно известны и не изменяются во времени и в пространстве. Такими инвариантами являются: угловая скорость вращения Земли; ускорение силы тяжести в точке местонахождения БИНС; навигационные параметры, определяемые с учетом неподвижного или движущегося с известной скоростью основания БИНС. Особенность указанного режима связана с реализацией «псевдосчисления» параметров ориентации и навигации по сигналам ЧЭ при неподвижном основании системы. На этом этапе оцениваются ошибки угловой ориентации ИИМ, а также остаточные дрейфы чувствительных элементов и параметры их динамических моделей.

В системе БИНС-500НС навигационная задача реализуется в инерциальном и инерциально-спутниковом режимах.

В штатных режимах вектор ошибок системы БИНС-500НС оценивается с помощью ОФК путем обработки следующих наблюдений [2].

В режиме точной начальной выставки:

$$Z_{\Theta(i)} = C_{0(i)}^T \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) d\tau - [0:0:\Omega\Delta t_i]^T; \quad (3)$$

$$Z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{БИНС}} - [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{ТНВ}}; \quad (4)$$

$$Z_{V(i)} = [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)}^T_{\text{БИНС}}. \quad (5)$$

В инерциально-спутниковом режиме навигации:

$$Z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{БИНС}} - [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{СНС}}; \quad (6)$$

$$Z_{V(i)} = C_{4(i)}^T [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)}^T_{\text{БИНС}} - [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)}^T_{\text{СНС}}, \quad (7)$$

где ТНВ – обозначение точки начальной выставки; $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ – шаг наблюдения; C_0 – МНК, характеризующая угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат относительно инерциальной и определяемая по кватернионам $\bar{q}_0$; C_4 – матрица направляющих косинусов, характеризующая угловую ориентацию полусвободного в азимуте трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно геодезического сопровождающего трехгранника $oENH$.

В системе БИНС-500НС дополнительно реализован инерциально-одометрический режим. При реализации автономного инерциально-одометрического режима комплексирования в качестве внешней информации для БИНС использовались измеренные одометром путевая скорость и пройденный путь за определенный интервал времени.

При использовании путевой скорости оценивание вектора ошибок БИНС и её чувствительных элементов в режиме навигации может быть выполнено путём обработки наблюдений, имеющих следующий вид:

$$Z_{V_{\text{ОДМ}}(i)} = [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)}^T_{\text{БИНС}} - C_3^T [V_{x_{\text{ОДМ}}} \ 00]_{(i)}^T,$$

где $V_{x_{\text{ОДМ}}}$ – скорость, измеренная одометром;

$C_3 = C_0 C_1^T C_2^T$; C_1 – МНК, определяемая по кватернионам $\bar{p}_1$; C_2 – МНК [9], характеризующая поворот Земли за время функционирования БИНС t .

Наблюдение $Z_{V_{\text{ОДМ}}(i)}$ позволяет оценивать как ошибки скоростей, так и ошибки параметров ориентации БИНС.

При использовании информации о пройденном пути оценивание вектора ошибок БИНС и её чувствительных элементов в режиме навигации может быть выполнено путём обработки следующих наблюдений

$$Z_{\Delta S(i)} = \Delta S_{\text{БИНС}(i)} - \Delta S_{\text{ОДМ}(i)}, \quad (8)$$

$$\text{где } \Delta S_{\text{БИНС}(i)} = \sum_{k=i-N+1}^i \Delta S_{\text{БИНС}(k)}; \quad (9)$$

$$\Delta S_{\text{БИНС}(k)} = \sqrt{\Delta S_{x(k)}^2 + \Delta S_{y(k)}^2 + \Delta S_{z(k)}^2};$$

$$\begin{aligned}
& [\Delta S_{x(k)} \Delta S_{y(k)} \Delta S_{z(k)}]^T = \\
& = C_4 C_3 [\Delta S_{\varphi(k)} \Delta S_{\lambda(k)} \Delta S_{R(k)}]^T; \\
& \Delta S_{\varphi(k)} = [\varphi_{\text{БИНС}}(t_k) - \varphi_{\text{БИНС}}(t_{k-1})] R; \\
& \Delta S_{\lambda(k)} = [\lambda_{\text{БИНС}}(t_k) - \lambda_{\text{БИНС}}(t_{k-1})] R \cos \varphi_{\text{БИНС}}; \\
& \Delta S_{R(k)} = R_{\text{БИНС}}(t_k) - R_{\text{БИНС}}(t_{k-1}); \\
& \Delta S_{\text{ОДМ}(i)} - \text{пройденный путь, измеренный одометром.}
\end{aligned}$$

Бортовой автомобильный компьютер фиксирует время $\Delta t_i = t_i - t_{i-N}$, которому соответствует 1 км пройденного пути. Этому времени соответствует N слагаемых в соотношении (9).

Наблюдению (8) соответствует следующая модель, учитывающая итерационную процедуру (9)

$$z_i = \tilde{H}_i x_i + \tilde{g}_i,$$

где $x_i = x(t_i)$ – вектор ошибок БИНС;

$$\tilde{H}_i = \sum_{k=i-N+1}^i H_k \Phi_k^{-1}; \quad \tilde{\Phi}_i^{-1} = \prod_{j=i-N_k+1}^i \Phi_j^{-1};$$

Φ_k^{-1} – обратная переходная матрица для вектора ошибок БИНС, которая определяется из дифференциального уравнения

$$\dot{\Phi}_k^{-1} = -\Phi_k^{-1}(t, t_k) A(t)$$

при $\Phi^{-1}(t_k, t_k) = E$; E – единичная матрица соответствующей размерности; $A(t) = \partial F[Y(t)] / \partial Y|_{Y(t) = Y_a(t)}$ – матрица коэффициентов, характеризующих динамику изменения ошибок БИНС; $F(Y, t)$ – функция, представляющая в общем виде правые части уравнений БИНС (1), (2) и ошибок ЧЭ; $Y = Y(t)$ – вектор параметров, определяемых БИНС; N_k – количество циклов при счислении пройденного пути с помощью БИНС на интервале $[t_{i-N_k}, t_i]$; $\tilde{g}_i$ – вектор возмущений в канале измерений, имеющий ковариационную матрицу $\tilde{R}_i$.

Инерциально-спутниковая калибровка одометра может быть реализована путем формирования и обработки оценивающим фильтром следующих наблюдений:

$$Z_{V_{\text{ОДМ}}(i)} = V_{x_{\text{ОДМ}}(i)} - V_{x_{\text{СНС}}(i)}, \quad (10)$$

где $[V_x V_y V_z]_{(i)\text{СНС}}^T = C_3 C_4 [V_E V_N V_H]_{(i)\text{СНС}}^T$.

Для обработки наблюдений использовалась адаптивная модификация $U-D$ фильтра [7], обеспечивающая вычислительную устойчивость и защиту оценок от расходимости. Расходимость [8] ОФК проявляется в существенном отличии действительных ошибок оценивания $\delta_j = x_j - \hat{x}_j$ от их прогнозируемых среднеквадратических значений $\sigma_j = \sqrt{P_{jj}}$, получаемых в результате решения уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы P . Здесь $x_j, \hat{x}_j$ – j -й элемент вектора ошибок БИНС x_i и его оценка соответственно. Следует отметить, что действительные ошибки оценивания известны только на этапе математического моделирования.

Предлагаемые процедуры оценивания ошибок БИНС опираются на технологию последовательной обработки элементов вектора наблюдений $z_i = \{z_1, \dots, z_l\}$ [7] и необходимые условия устойчивой фильтрации [8]. Для этого в качестве обобщенного параметра, характеризующего адекватность реальных и прогнозируемых ОФК ошибок оценивания, принимается нормированная невязка $\beta_j = v_j / \alpha_j$, где α_j – параметр масштаба, которым может быть СКО для невязки, т.е. $\alpha_j^2 = M[v_j^2] = H_j P_{i/j} H_j^T + R_j$; $P_{i/j}$ – значение апостериорной ковариационной матрицы ошибок оценивания на i -м шаге после обработки j -го элемента вектора наблюдений Z_i ; R_j – дисперсия ошибки j -го наблюдения; $j = \overline{1, l}$. Невязка представляет собой разность $v_j = z_j - \hat{z}_j$ между реальным z_j и прогнозируемым $\hat{z}_j = H_j \hat{m}_j$ значениями наблюдений, где $m_j, \hat{x}_{i/i}$ – оценки вектора ошибок БИНС x_i на i -м шаге после обработки соответственно j -го элемента и всего вектора наблюдений z_i ; H_j – вектор – строка коэффициентов связи. Статистические свойства параметра β_j^2 могут быть использованы для построения решающих правил. Для такого параметра может быть сформировано необходимое условие правильного функционирования БИНС по каждому из каналов наблюдений, а именно

$$\beta_j^2 \in \chi^2(1, 2) \quad (11)$$

или по правилу 3σ для квантиля $a(1) = 0.02$ [8]

$$\beta_j^2 \leq \gamma_1^2 = M[\beta_j^2] + 3\sqrt{D[\beta_j^2]} = 1 + 3\sqrt{2} \cong 5.2, \quad (12)$$

где $M[\dots]$ – оператор математического ожидания; $D[\dots]$ – оператор дисперсии.

Нарушения в работе ОФК и связанная с ними расходимость оценок ($\delta_j > 3\sigma_j$) обнаруживаются при выходе параметра β_j^2 за допуск. При этом настройка фильтра должна выполняться таким образом, чтобы условие (12) превращалось в тождество. На практике расходимость оценок и нарушение условия (12) связаны с уменьшением коэффициента усиления фильтра из-за вырожденности прогнозируемой ковариационной матрицы $P_{i/j}$. Поэтому представляется целесообразным увеличение дисперсии невязки на величину $\Delta\alpha_j^2$, чтобы условие (12) превращалось в тождество, а именно

$$v_j^2/(\alpha_j^2 + \Delta\alpha_j^2) = \gamma_1^2. \quad (13)$$

Из равенства (13) имеем $\Delta\alpha_j^2 = (v_j^2 - \gamma_1^2 \alpha_j^2)/\gamma_1^2$. Если условие (12) выполняется, то $\Delta\alpha_j^2 = 0$.

С учетом решающих правил (10), (11) модифицированный алгоритм U - D фильтрации будет иметь вид.

Прогноз: $m_0 = \hat{x}_{i/i-1} = \Phi_i \hat{x}_{i-1/i-1}$;

$$MWGS \left\{ \begin{array}{l} \bar{W}_0 = [\Phi_i U_{i-1/i-1} : \Gamma_i] \\ \bar{D}_0 = \text{diag}(D_{i-1/i-1}; Q_{i-1}) \end{array} \right\} \rightarrow U_0; D_0.$$

Настройка: $v_j = z_j - H_j m_{j-1}$;

$$f_{j-1} = H_j U_{j-1}; \quad V_{j-1} = D_{j-1} f_{j-1}^T;$$

$$\alpha_{j-1}^2 = f_{j-1} V_{j-1} + R_j; \quad \beta_j^2 = v_j^2 / \alpha_j^2;$$

если $\beta_j^2 \leq \gamma_1^2$, то $\Delta\alpha_j^2 = 0$ и $\tilde{R}_j = R_j$,

иначе $\Delta\alpha_j^2 = (v_j^2 - \gamma_1^2 \alpha_j^2)/\gamma_1^2$ и $\tilde{R}_j = R_j + \Delta\alpha_j^2$; $\tilde{\alpha}_j^2 = \alpha_j^2 + \Delta\alpha_j^2$;

$$K_j = U_{j-1} V_j / \tilde{\alpha}_j^2.$$

Коррекция: $m_j = m_{j-1} + K_j v_j$;

$$MWGS \left\{ \begin{array}{l} \bar{W}_j = [K_j f_j - U_{j-1} : K_j] \\ \bar{D}_j = \text{diag}(D_{j-1}; \tilde{R}_j) \end{array} \right\} \rightarrow U_j; D_j; j = 1, l;$$

$$\hat{x}_{i/i} = m_l; U_{i/i} = U_l; D_{i/i} = D_l,$$

где MWGS – процедура ортогонального преобразования [7] совокупности матриц прямоугольной $\bar{W}_j$ размерности $n \times (n+r)$ и диагональной $\bar{D}_j$ размерности $(n+r) \times (n+r)$ в совокупность матриц верхней треугольной с единичной диагональю U_j и диагональной D_j размерности $n \times n$. $U_j D_j U_j^T = M_j = P_{i/j}$; $m_j, \hat{x}_{i/i}$ – оценки вектора ошибок x_i на i -м шаге после обработки соответственно j -го элемента и всего вектора наблюдений Z_i ; $M_j, P_{i/i}$ ковариационные матрицы ошибок указанных оценок; $\Phi_i; \Gamma_i$ – переходные матрицы для вектора ошибок x_i и вектора возмущений ξ_i соответственно; Q_i – ковариационная матрица для вектора возмущений; l – размерность вектора наблюдений.

IV. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Эксперименты проводились в наземных условиях с размещением оборудования в подвижной лаборатории на базе автомобиля. Циклограмма работы системы БИНС-500НС включала следующие этапы: грубая начальная выставка ($t=0 \div 300$ с); точная начальная выставка ($t=300 \div 760$ с); навигационный режим ($t > 760$ с).

Некоторые результаты эксперимента по оценке точностных характеристик системы БИНС-500НС представлены на рис. 4–10. Результаты сравнительного анализа функционирования БИНС с различными схемами демпфирования ошибок ЧЭ получены на основе счисления параметров движения по зарегистрированным сигналам ЧЭ ИИМ, СНС и одометра.

На рис. 4 показана горизонтальная траектория движения испытательной лаборатории в городских условиях, где $\Delta\varphi_R = [\varphi(t) - \varphi(t_0)]R$; $\Delta\lambda_R = [\lambda(t) - \lambda(t_0)]R \cos \varphi$.

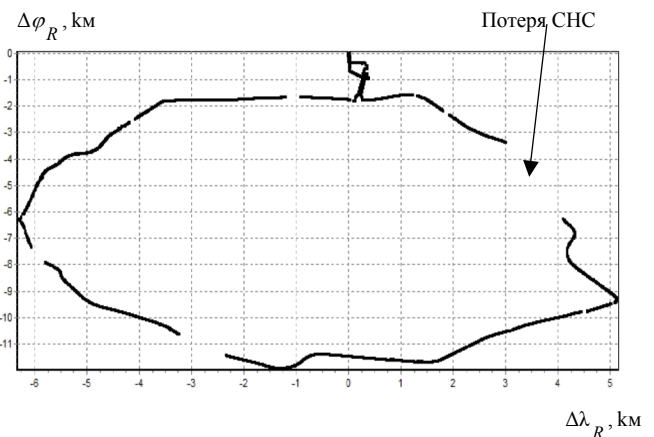


Рис. 4. Горизонтальная траектория движения испытательной лаборатории в городских условиях

На рис. 5 показан угол истинного курса ИИМ.

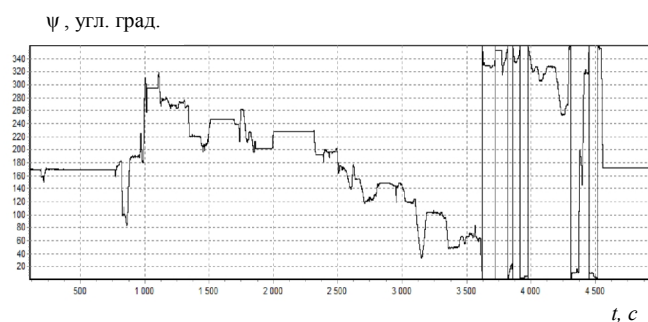


Рис. 5. Угол истинного курса

Некоторые результаты экспериментов представлены на следующих рисунках: на рис. 6 – оценка остаточного дрейфа одного из ВОГ; на рис. 7 – оценка остаточного смещения одного из акселерометров; на рис. 8 – оценка остаточного смещения одометра. Оценки получены при обработке наблюдений (3)–(10) с частотой 1 Гц.

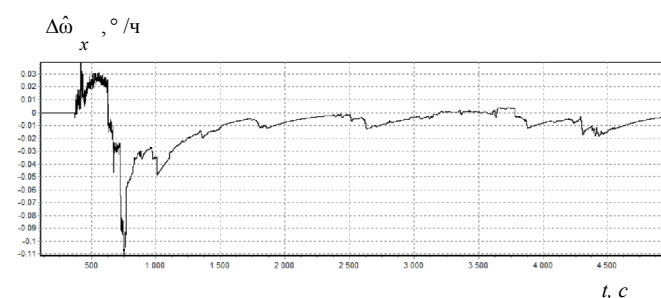
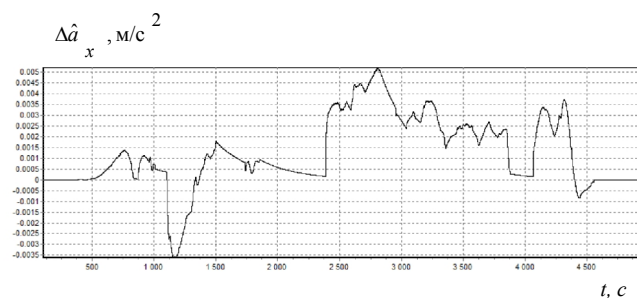
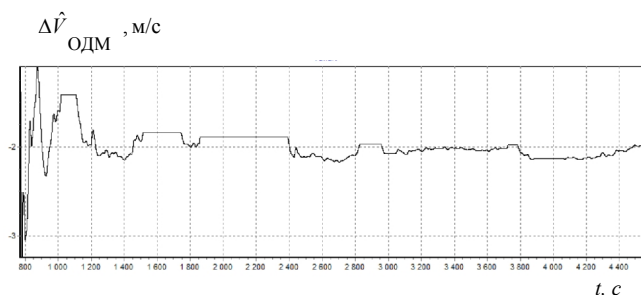
Рис. 6. Оценка остаточного дрейфа ВОГ ω_x Рис. 7. Оценка смещения акселерометра ω_x 

Рис. 8. Оценка смещения одометра

На рис. 9, 10 показаны круговые ошибки оценки местоположения БИНС ΔS , а именно: на рис. 9 – в инерциальном режиме, на рис. 10 – в инерциальном режиме с одометрической коррекцией скорости, где

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

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

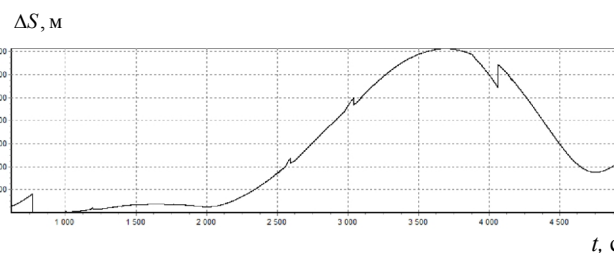


Рис. 9. Позиционная ошибка в инерциальном режиме

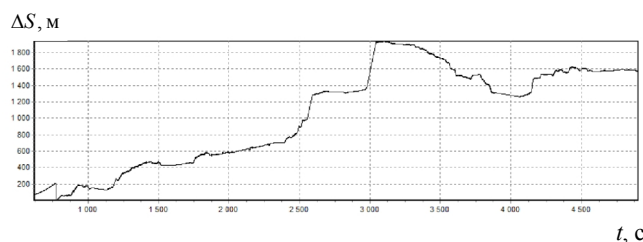


Рис. 10. Позиционная ошибка в инерциально-одометрическом режиме

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Повышение точности автономного счисления параметров движения наземных объектов может быть основано на комплексировании БИНС и одометрической системы. Для этого может быть использован автомобильный компьютер и адаптер для сопряжения БИНС и одометра.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Schmidt, G.T., GPS Based Navigation Systems in Difficult Environments, *Gyroscopy and Navigation*, 2010, vol. 10, no 2, pp. 41–53.
- [2] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Переляев С.Е. Полунатурная отработка программно-математического обеспечения инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах // Гироскопия и навигация. 2010. № 4. С. 19–31.
- [3] Адаптер ELM 327 (Bluetooth). [Online]. Available: <http://diagnost7.ru>
- [4] Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Переляев С.Е. Объектно-ориентированная технология интеграции навигационных измерителей и ее реализация в бесплатформенной инерциальной системе БИНС-1000 на волоконно-оптических гироскопах // XVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2008. С. 21–30.
- [5] Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
- [6] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Карпов О.Н. 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.
- [7] Bierman, G.J., Factorization methods for discrete sequential estimation, N.Y., Academic Press, 1977.
- [8] Чернодаров А.В. Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. М.: Научтехлитиздат, 2017. 300с.

Нейросетевой метод обнаружения и распознавания подвижных объектов в задачах траекторного слежения по данным камер видеонаблюдения*

О.С. Амосов

Лаборатория интеллектуальных систем управления
и моделирования,
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова,
Москва, Россия, osa18@yandex.ru

С.Г. Амосова

Лаборатория киберфизических систем,
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова,
Москва, Россия,
amosovasg@yandex.ru

Аннотация — Предложен эффективный с точки зрения точности и быстродействия нейросетевой метод обнаружения и распознавания подвижных объектов в задачах траекторного слежения по данным камер видеонаблюдения. Предложены адаптированные архитектуры глубоких нейронных сетей для распознавания транспортных средств, людей и ситуаций.

Ключевые слова — обнаружение, распознавание, подвижный объект, траекторное слежение, видеонаблюдение, глубокая нейронная сеть

I. ВВЕДЕНИЕ

В последнее время при траекторном слежении за подвижными объектами начинают находить более широкое применение системы технического зрения, что обусловлено быстрым развитием и внедрением на практике методов распознавания образов и нейросетевых технологий [1].

При траекторном сопровождении подвижного объекта решаются следующие основные задачи [2–5]: завязка и обнаружение траекторий подвижных объектов; сопровождение траекторий маневрирующих объектов с оцениванием координат и параметров движения; обнаружение ложных отметок и траекторий; идентификация наблюдаемого объекта: его поиск, обнаружение и распознавание.

Последняя из названных задач является характерной при создании телевизионных систем слежения, так как сопровождаемый объект в нештатной ситуации может из области наблюдения исчезать и появляться за счет перекрытия другим объектом, например облачным покровом, если слежение ведется за воздушным объектом.

Одним из современных способов идентификации объекта является нейросетевой, базирующийся на основе технологий глубокого обучения.

В связи с этим целью данной работы является изложение нейросетевого вычислительного метода идентификации объекта слежения, основанного на использовании глубоких нейронных сетей (НС).

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Пусть имеются: множество объектов $\omega \in \Omega$, заданных значениями некоторых признаков x_i , $i = \overline{1, n}$, совокупность которых для объекта ω представлена векторными описаниями $\Phi(\omega) = (x_1(\omega), x_2(\omega), \dots, x_n(\omega)) = \mathbf{x}$; соответствующее множеству Ω множество классов, к которым принадлежат объекты слежения $\mathbb{B} = \{\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_c\}$, c — количество классов. Априорная информация представлена обучающим множеством (датасетом) $\mathbb{D} = \{(\mathbf{x}^j, \beta^j)\}$, $j = \overline{1, L}$, заданным таблицей, каждая строка j которой содержит векторное описание объекта $\Phi(\omega)$ и метку класса β_k , $k = \overline{1, c}$. Заметим, что обучающее множество характеризует неизвестное отображение ${}^*F: \Omega \rightarrow \mathbb{B}$.

Требуется по имеющимся кадрам $\mathbf{I}_t$ непрерывного видеопотока $\mathbf{V} = (\mathbf{I}_1, \dots, \mathbf{I}_t, \dots, \mathbf{I}_T)$ и априорной информации, заданной обучающим множеством $\mathbb{D} = \{(\mathbf{x}^j, \beta^j)\}$, $j = \overline{1, L}$ для глубокого обучения НС с учителем, решить задачу распознавания объектов: обнаружить объекты ω в виде оценки признаков $\tilde{\mathbf{x}}$ с помощью отображения [6] $F_1: \mathbf{I}_t \rightarrow \tilde{\mathbf{x}}$ и классифицировать их с использованием отображения $F_2: \tilde{\mathbf{x}} \rightarrow \beta_k$, $k = \overline{1, c}$ в соответствии с заданным критерием $P(\tilde{\mathbf{x}})$, минимизирующим вероятность ошибки.

Таким образом, необходимо найти отображение $F: \mathbf{I}_t \rightarrow \beta_k$, $k = \overline{1, c}$, при котором F является набором функций и алгоритмов f_i , $i = \overline{1, N_f}$.

Для решения поставленной задачи в отличие от известных традиционных методов предлагается вычислительный метод распознавания на основе глубоких нейронных сетей со сверточными и рекуррентными слоями, архитектура которых адаптирована под решаемые

Работа частично поддержана Минобрнауки России в рамках проектной части государственного задания № 2.1898.2017/ПЧ «Создание математического и алгоритмического обеспечения интеллектуальной информационно-телекоммуникационной системы безопасности вуза».

задачи. Для обнаружения и распознавания штатных и нештатных ситуаций в непрерывном видеопотоке применяется глубокая рекуррентная НС с описанием ситуаций ключевыми словами из автоматической аннотации.

III. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Для решения задачи обнаружения и классификации объектов предлагается вычислительный метод идентификации объекта слежения с его реализацией на основе композиции традиционных методов обработки изображений и глубоких нейронных сетей. Оригинальность метода состоит в том, что на 2, 6 и 7 этапах применяются различные адаптированные архитектуры глубоких НС для поиска объектов, выделения информативных признаков и классификации. За счет этого достигается высокая точность распознавания объектов в режиме реального времени.

Метод учитывает следующие особенности задач распознавания при слежении за подвижными объектами: 1) обучающая выборка может быть только для некоторых типичных экземпляров разных классов подвижных объектов; 2) могут появиться объекты, которых нет в обучающей выборке. В этом случае они должны быть обнаружены и классифицированы или отнесены к новому классу; 3) могут быть объекты слежения, для которых не удается выделить значимые локальные области. Например, для транспортного средства (ТС) – его номерной знак (НЗ), а для человека – его лицо.

1. Выделение из непрерывного видеопотока $V = (I_1, \dots, I_t, \dots, I_T)$ текущего кадра I_t размером $w^I \times h^I$, где t – номер текущего кадра.

2. Поиск объектов слежения ω на кадре $f_t: I_t \rightarrow G_t$, где G_t – массив элементов, содержащий параметры n объектов в кадре видеопотока. В результате получаем массив G_t , содержащий обнаруженные объекты, их координаты в кадре и метки классов. Каждому типу объекта соответствует свой набор классов [6, 7]. При обнаружении объекта слежения выполняется переход к следующему этапу, в противном случае анализируется следующий кадр.

На данном этапе для обнаружения и распознавания типов объектов высокую эффективность показала предобученная глубокая НС со сверточными слоями YOLO. Для распознавания ситуаций наряду с НС YOLO возможно использовать для сегментации изображения переобученную глубокую НС, имеющую архитектуру как у модели НС SegNet [8].

3. Выделение областей интереса, содержащих объекты слежения $R^{(1)} = crop(I_t, x^\omega, y^\omega, w^\omega, h^\omega)$, где x^ω, y^ω – координаты центра ω -го объекта, w^ω, h^ω – его размеры, $crop$ – операция вырезания из I_t подматрицы по координатам $(x^\omega - w^\omega/2, y^\omega - h^\omega/2), (x^\omega + w^\omega/2, y^\omega + h^\omega/2)$.

4. Локализация значимых областей объекта слежения. Уточнение области интереса для детализации информации об объекте $f_2: R^{(1)}, t \rightarrow R^{(2)}$.

5. Выполнение предобработки каждой локализованной на предыдущем этапе 4 области интереса, которая заключается в нормализации фрагментов изображений: $R^{(2*)} = f_3(R^{(2)}, M, g)$, где M – матрица геометрических линейных и аффинных преобразований $R^{(2)}$, g – набор матричных функций и их параметров для яркостных и контрастных преобразований $R^{(2)}$. Результатом аффинных преобразований является матрица $R^{(2*)}$.

В случае с видеофрагментом необходимо выполнить предобработку каждого кадра из $R_k^{(2)} = [I_t, I_{t+1}, \dots, I_{t+i-1}]$ при помощи алгоритма устранения помех, и в том числе с использованием нечеткой логики, результатом которых будет предобработанная область интереса $R_k^{(2*)} = [R_{k_t}^{(2*)}, R_{k_{t+1}}^{(2*)}, \dots, R_{k_{t+i-1}}^{(2*)}]$.

6. Выделение информативных признаков объектов слежения путем их извлечения из подготовленных изображений с помощью нейронной сети, настроенной с использованием технологий глубокого обучения с учителем.

Для этого используются архитектуры сверточных нейронных сетей (СНС), как предобученные на датасете ImageNet [9], так и на подготовленных датасетах $\mathbb{D}$.

Выделение информативных признаков из $R^{(2*)}$ происходит путем обработки кадра сверточной НС: $\Phi^{СНС}: R^{(2*)} \rightarrow \tilde{x}$, где $\tilde{x}$ – область интереса, переведенная в признаковое пространство СНС.

7. Классификация объекта в соответствии с заданным критерием: отнесение вектора признаков объекта к одному из классов или констатация невозможности такой классификации. Отнесение вектора признаков к одному из классов производится с помощью отображения $f_4: \tilde{x} \rightarrow p_{\tilde{x}}$, где $p_{\tilde{x}}$ – вектор размером $c \times 1$, содержащий вероятности классификации, c – количество классов.

Критерий классификации определяется как $J(f_4) = \max p_{\tilde{x}}$. Если $J(f_4) \geq \varepsilon$, где ε – заданный порог, то $\beta_k = \arg \max_{k \in 1..c} (p_{\tilde{x}_k})$, в противном случае классификация считается ошибочной. В задаче классификации изображений $\varepsilon = 0.99$, для видеофрагментов $\varepsilon = 0.7$.

Для реализации этапа в используемой на предыдущем этапе сети добавляется слой классификации. Для усиления классификации могут использоваться алгоритмы подкрепления на базе нечеткой логики [10].

Классификация ситуаций, связанных с перекрытием и исчезновением объектов, выполняется с использованием параметров объектов G_t в соответствии с условиями из базы знаний:

$$s = F_4(G_t) = \begin{cases} 1, & \text{если } G_t \in \mathbf{D}^{normal} \\ 0, & \text{если } G_t \notin \mathbf{D}^{normal} \end{cases}$$

Ниже, для примера, рассмотрены возможности использования нейронных сетей на 2, 6 и 7 этапах вычислительного метода.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Решена задача обнаружения и распознавания транспортных средств и людей в непрерывном видеопотоке с помощью глубоких нейронных сетей, особенности которых приведены в табл. 1. Моделировалась ситуация, когда объекты перекрываются. Следует отметить, что на кадре видеопотока присутствует несколько разнородных объектов.

TABLE I. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГЛУБОКИХ НС ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ, ЛОКАЛИЗАЦИИ И КЛАССИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ

Этапы Тип объекта	2 этап: Обнаружение типа объекта	4 этап: Локализация значимых областей объекта	6 и 7 этапы: Оценка признаков и классификация объекта
ТС	НС YOLO ^a , AlexNet	Алгоритм Виолы-Джонса (номерной знак) [7]	Адаптированная глубокая НС MobileNet v2 с функцией активации Softmax для классификации
Человек	НС YOLO, AlexNet	HOG ^b , GNG и FIS [11] или SSD MultiBox ^c (лицо человека)	Адаптированная глубокая НС MobileNet v2 с функцией активации Sigmoid для классификации
Ситуации	НС SegNet	Concat – операция конкатенации нескольких подряд идущих кадров в многомерный массив	Предобученная (англ. pretrained) глубокая НС Inception v3 для выделения признаков видеопоследовательностей и глубокая НС с комбинациями слоев свертки и независимых рекуррентных слоев IndRNN для классификации

^a. YOLO – система обнаружения объектов в реальном времени (англ. You Only Look Once),

^b. HOG – гистограмма ориентированных градиентов (англ. Histogram of Oriented Gradients), GNG – расширяющийся нейронный газ (англ. Growing Neural Gas), FIS – система нечеткого вывода (англ. Fuzzy Inference System),

^c. SSD MultiBox – мгновенное детектирование (англ. Single Shot Detector MultiBox)

Предложенный метод был реализован на языке Python с использованием библиотеки Tensorflow и Keras. В качестве вычислительной платформы использовалось встраиваемое графическое процессорное устройство (ГПУ) Nvidia Jetson TX2.

Выявлено, что при решении задач обнаружения и распознавания эффективным является использование:

1) для транспортных средств – адаптированной НС MobileNet v2, за счет переобучения НС на символы НЗ, понижения размерности входного слоя до 50x50, добавлением вместо 2 последних слоев 4 новых слоев: полносвязного слоя для снижения признакового пространства; полносвязного слоя для лучшего выделения признаков; слоя выравнивания для приведения выходного массива 2x2x128 к одномерному вектору 1x512; полносвязного слоя из 23 нейронов и функцией активации Softmax для классификации;

2) для людей – адаптированной и переобученной нами архитектуры глубокой НС MobileNet v2, у которой вместо двух последних слоев добавлен выходной полносвязный

слой с 1 нейроном и функцией активации Sigmoid для классификации;

3) для ситуаций – глубокой НС Inception v3 с добавлением двух частей с независимыми входами: первая часть представлена слоем подвыборки с операцией глобальной максимальной подвыборки и полносвязным слоем с функцией активации ReLU; вторая часть состоит из 2-х независимых рекуррентных слоев IndRNN с функцией активации ReLU. Выходы обеих ветвей архитектуры НС объединяются слоем конкатенации и двумя последовательно идущими полносвязными слоями с функциями активации ReLU и Softmax соответственно. Дополнительно для повышения вероятности правильной классификации применяется глубокая рекуррентная НС с описанием ситуаций ключевыми словами из автоматической аннотации [12].

Пример траекторного слежения за подвижными ТС: на рис. 1, а синим прямоугольником отображается работа вычислительного метода по распознаванию объектов слежения, в верхнем левом углу указан класс найденного объекта «car». Записываются координаты области объекта. Если НЗ ТС можно выделить, то НЗ распознается и по БД уточняется информация об объекте. На рис. 1, б происходит потеря объекта слежения в связи с перекрытием. Через некоторое время повторяется поиск объекта и как только количество признаков становится достаточным, объект обнаруживается и выделяется синим прямоугольником (рис. 1, в). Но, в случае, если номерной знак не доступен для распознавания, объект слежения заносится в БД как новый с накопленными по нему признаками и координатами.



Рис. 1. Пример траекторного слежения за транспортными средствами

Похожие ситуации с перекрытием представлены на рис. 2 и 3 только для других объектов.

Пример идентификации наблюдаемых пешеходов с их перекрытием (рис. 2).



Рис. 2. Пример идентификации наблюдаемых объектов с их перекрытием

На рис. 3 продемонстрирована ситуация, пересечение разного типа объектов.

Точность метода, рассчитанная как общая точность (accuracy), при решении задачи распознавания лиц соста-

вила не менее 93% на общедоступной базе лиц LFW (Labeled Faces in the Wild) при времени обработки одного кадра, полученного с видеокамеры, не более 0,05 с.



Рис. 3. Пример идентификации наблюдаемых объектов с перекрытием другими объектами

Применение предлагаемого вычислительного метода к задаче распознавания номерных знаков в сложных условиях уличного видеонаблюдения обеспечивает общую точность не менее 96%, а время обработки одного кадра не более 0,1 с на базе графического процессора Nvidia GeForce 1080Ti.

V. ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

Предложен вычислительный метод идентификации объекта слежения в непрерывном видеопотоке с его реализацией на основе композиции традиционных методов обработки изображений и глубоких нейронных сетей. Описаны этапы реализации метода и отмечены для решения каких задач могут быть использоваться глубокие нейронные сети.

Предложены адаптированные архитектуры глубоких нейронных сетей для распознавания транспортных средств и людей.

Применение глубоких нейросетей совместно с современными графическими ускорителями позволяет достигнуть хороших результатов в режиме реального времени при решении задач распознавания и классификации объектов.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают благодарность доценту, к.т.н. Иванову Ю.С. и младшему научному сотруднику Жиганову С.В. за оказанную помощь при проведении численных экспериментов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Интеллектуальное планирование траекторий подвижных объектов в средах с препятствиями / Под ред. проф. В.Х. Пшихопова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015. 304 с.
- [2] Коновалов А.А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации. Ч. 2. СПб: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. 180 с.
- [3] Кузьмин С.З. Цифровая радиолокация. Введение в теорию. Киев: Изд-во КВЦ, 2000. 428 с.
- [4] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017. 509 с.
- [5] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017. 428 с.
- [6] Амосов О.С., Амосова С.Г., Иванов Ю.С., Жиганов С.В. Вычислительный метод распознавания образов по видеозображениям с использованием глубоких нейронных сетей со сверточными и рекуррентными слоями с приложениями для транспортных систем // Информатика и системы управления. 2019. №1 (59). С. 18–35. DOI: 10.22250/isu.2019.59.18-35.
- [7] Амосов О.С., Иванов Ю.С. Модифицированный алгоритм локализации номерных знаков транспортных средств на основе метода Виолы-Джонса // Информатика и системы управления. 2014. № 1 (39). С. 127–140.
- [8] Kendall, A., Badrinarayanan, V., and Cipolla, R., Bayesian SegNet: Model Uncertainty in Deep Convolutional Encoder-Decoder Architectures for Scene Understanding, 2015, [Online]. Available: <http://arxiv.org/abs/1511.02680>. [accessed 01.02.2018].
- [9] ImageNet, [Online]. Available: <http://www.image-net.org/>. [accessed 02.06.2017].
- [10] Амосов О.С., Малашевская Е.А., Баена С.Г., Субоптимальное оценивание случайных последовательностей с использованием иерархических нечетких систем // Информатика и системы управления. 2013. № 3 (37). С. 123–133.
- [11] Амосов О.С., Иванов Ю.С., Жиганов С.В. Локализация человека в кадре видеопотока с использованием алгоритма на основе растущего нейронного газа и нечеткого вывода // Компьютерная оптика. 2017. Т. 41. № 1. С. 46–58.
- [12] Амосов О.С., Амосова С.Г., Иванов Ю.С., Жиганов С.В. Моделирование интеллектуальной системы контроля и управления доступом транспортных средств с использованием глубоких нейронных сетей // Информационные технологии. 2019. Т. 25. №2. С. 116–127. DOI: 10.17587/it.25.116–127.

Использование прогноза качки для обеспечения безопасности взлета и посадки самолетов корабельного базирования*

О.И. Ткаченко, С.А. Ковтун, Ю.Б. Дубов

ЦАГИ

г. Жуковский, Россия

tkachenko15@mail.ru

Аннотация — Объектом исследования работы являются системы обеспечения взлета и посадки самолетов корабельного базирования: оптическая система посадки и закон управления этой системой, а также система управления взлетом с трамплина.

Ключевые слова — авианесущий корабль, оптическая система посадки, прогноз качки

I. ВВЕДЕНИЕ

Посадка на авианесущий корабль является одной из сложнейших задач для летчика. В процессе посадки летчик контролирует свое положение относительно заданной глиссады, отслеживая сигнал, формируемый оптической системой посадки (ОСП). Таким образом, посадка на корабль является задачей точного управления, выполнение которой сильно осложняется таким внешним фактором, как качка корабля. Целью исследования является разработка закона стабилизации оптической системы посадки самолета, обеспечивающего повышение точности касания самолетом палубы и, следовательно, безопасности посадки на авианесущий корабль в условиях сильного волнения моря.

II. МОДЕЛЬ КАЧКИ

Для оценки эффективности предлагаемых решений, направленных на повышение безопасности взлета и посадки в условиях сильного волнения моря, необходимо корректно моделировать процессы качки. В данной задаче использована модель, созданная на основе спектральных плотностей качки для корабля рассматриваемого класса. Поскольку качка корабля может рассматриваться, как стационарный случайный процесс [1], спектральная плотность качки может быть представлена в следующем виде [2]:

$$S(\omega) = \frac{\pi}{2} \sum_{k=1}^n A_k^2 (\delta(\omega - \omega_k) + \delta(\omega + \omega_k)) \quad (1)$$

При этом моделируемый случайный процесс имеет вид:

$$X(t) = \sum_{k=1}^n A_k \cos(\omega_k t + \varphi_k), \quad (2)$$

где A_k — амплитуда, ω_k — частота, φ_k — случайная фаза, равномерно распределенная на отрезке $[0; 2\pi]$

Представление случайных процессов качки каноническими разложениями (1), (2) использовано для снижения вариативности результатов статистического моделирования при проведении эксперимента на пилотажном стенде [3].

III. ПРЕДЛАГАЕМЫЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГНОЗА КАЧКИ

A. Алгоритм стабилизации оптической системы посадки с прогнозом качки

Для снижения влияния возмущений, вызванных качкой, блок указательных огней ОСП стабилизируется. Известен классический закон стабилизации, описываемый формулой (3), где ϑ_k , γ_k — дифферент и крен корабля, $\Delta\vartheta_{\text{ОСП}}$, $\Delta\gamma_{\text{ОСП}}$ — отклонения блока указательных огней ОСП по тангажу и крену, $\psi_{\text{ПП}}$ — угол между осевой линией посадочной палубы и продольной осью корабля (рис. 1).

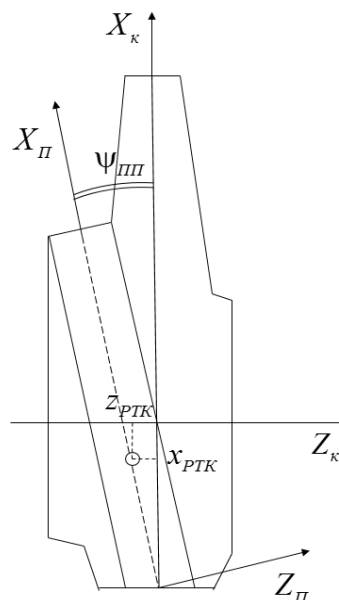


Рис. 1. Основные геометрические параметры в системе координат корабля

$$\begin{aligned}\Delta\vartheta_{ОСП} &= -\vartheta_{\kappa} + \gamma_{\kappa} \sin \psi_{ПП} \\ \Delta\gamma_{ОСП} &= 0\end{aligned}\quad (3)$$

Управление блоком указательных огней осуществляется только в канале $\vartheta_{ОСП}$, при этом канал $\gamma_{ОСП}$ используется лишь для настройки под определенный тип самолета и в процессе выполнения задачи не задействован (рис. 2).

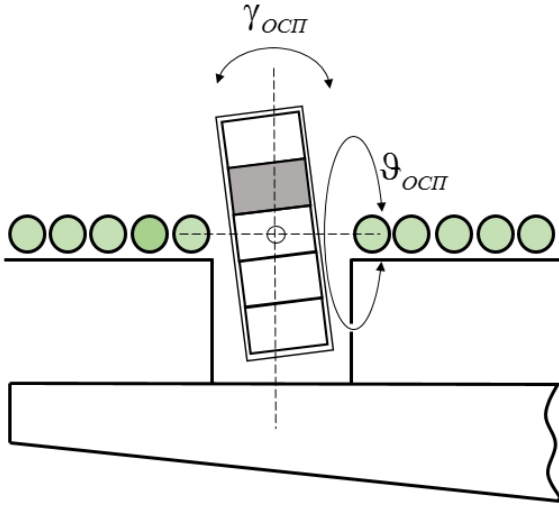


Рис. 2. Схема работы оптической системы посадки

Закон управления (3) позволяет обеспечить угловую стабилизацию глиссады, однако не может компенсировать вертикальные плоскопараллельные перемещения глиссады в пространстве, что приводит к существенному снижению точности посадки в условиях сильного волнения моря. Предлагаемый закон управления ОСП (4) лишен данного недостатка. В основе предлагаемого алгоритма стабилизации (4) лежит идея прогнозирования пространственного положения палубы корабля в момент касания, при этом, возмущения, обусловленные вертикальным перемещением расчетной точки касания, предлагается компенсировать путем поворота блока указательных огней оптической системой посадки по крену.

$$\begin{aligned}\Delta\vartheta_{ОСП} &= -\vartheta_{\kappa} + \gamma_{\kappa} \sin \psi_{ПП} \\ \Delta\gamma_{ОСП} &= K_{\gamma}^y (y_{\kappa} - \hat{y}_{РТК}) + K_{\gamma}^{\gamma} \gamma_{\kappa} + K_{\gamma}^{\vartheta} \vartheta_{\kappa}\end{aligned}\quad (4)$$

В выражении (4) $\hat{y}_{РТК}$ – прогнозируемое положение расчетной точки касания по высоте, определяемое формулой (5), где параметры с «крышкой» – прогнозируемые вертикальные перемещения палубы, дифферент и крен корабля.

$$\hat{y}_{РТК} = \hat{y}_{\kappa} + \hat{\vartheta}_{\kappa} x_{РТК} - \hat{\gamma}_{\kappa} z_{РТК}\quad (5)$$

Прогнозируемые параметры положения палубы корабля удовлетворяют условиям (6), где d – динамически меняющийся горизонт прогнозирования:

$$\begin{aligned}\hat{y}_{\kappa}(t|t+d) &= y_{\kappa}(t+d) \\ \hat{\vartheta}_{\kappa}(t|t+d) &= \vartheta_{\kappa}(t+d) \\ \hat{\gamma}_{\kappa}(t|t+d) &= \gamma_{\kappa}(t+d)\end{aligned}\quad (6)$$

Разработка алгоритмов прогнозирования качки корабля является актуальной проблемой, различные подходы к построению прогноза качки продемонстрированы в работах [1, 4]. Алгоритмы прогноза качки корабля, разработанные для решения данной задачи, основаны на использовании авторегрессии со скользящим средним (АРСС). Параметры АРСС модели выбирались с помощью информационного критерия Акаике [5]. Созданные алгоритмы обеспечивают прогноз качки в режиме реального времени, при этом горизонт прогнозирования динамически изменяется в процессе сближения самолета с кораблем.

Оценка эффективности применения алгоритмов прогнозирования и отработка предлагаемого алгоритма стабилизации оптической системы посадки, проводилась путем моделирования посадки на авианесущий корабль с управлением по сигналу ОСП на пилотажном стенде с участием операторов и летчиков в соответствии с разработанной методикой [6]. Оценивались такие параметры точности касания, как продольное среднеквадратическое отклонение (СКО) от расчетной точки касания S_x , боковое СКО относительно осевой линии посадочной палубы S_z , вертикальная скорость в момент касания $\langle V_y \rangle$. Для оценки генеральных СКО σ_x и σ_z посчитаны доверительные интервалы. Результаты статистической обработки результатов эксперимента представлены в таблице.

ТАБЛИЦА 1. РЕЗУЛЬТАТЫ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ

Параметры, оцениваемые по выборке	Рассмотренные законы стабилизации	
	Исходный закон стабилизации ОСП	Закон стабилизации ОСП с прогнозом
$\langle V_y \rangle$	-4.51	-4.32
S_x , м	19.96	10.13
S_z , м	1.17	1.16
Доверительный интервал для σ_x , м	16.42 < σ_x < 25.45	8.33 < σ_x < 12.91
Доверительный интервал для σ_z , м	0.95 < σ_z < 1.48	0.96 < σ_z < 1.49

В. Экспертная система обеспечения безопасного взлета

Прогноз качки корабля, при фиксированном горизонте прогнозирования, также может быть применен для обеспечения безопасного взлета самолета с трамплина в конфигурациях с максимальным весом. В данном случае необходимо обеспечить прогноз приращения вертикальной скорости, обусловленной качкой корабля при сходе самолета с палубы. Прогноз вертикальной скорости самолета при сходе с трамплина может быть оценен выражением (7)

$$\hat{V}_{y0} \approx \hat{y}_{\kappa} + \hat{\vartheta}_{\kappa} x + \hat{\gamma}_{\kappa} V.\quad (7)$$

В выражении (7) x – расстояние от метацентра корабля до края трамплина, V – путевая скорость самолета. Прогнозируемые параметры пространственного движения палубы, должны удовлетворять выражению (8), где d_0 – фиксированный горизонт прогнозирования, соответствующий времени пробега по палубе после старта.

$$\begin{aligned}\hat{y}_k(t|t+d_0) &= \dot{y}_k(t+d_0) \\ \hat{\theta}_k(t|t+d_0) &= \dot{\theta}_k(t+d_0) . \\ \hat{\varphi}_k(t|t+d_0) &= \varphi_k(t+d_0)\end{aligned}\quad (8)$$

Прогноз вертикальной скорости, определяемый выражением (7) можно использовать для формирования сигнала, разрешающего старт с удерживающего устройства.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты работы состоят в следующем:

- Предложен закон управления оптической системой посадки самолета на корабль, основанный на использовании прогноза положения палубы корабля в процессе полета самолета по заданной глиссаде.
- Путем моделирования на пилотажном стенде ЦАГИ показано, что предлагаемый закон управления оптической системой посадки существенно повышает точность посадки по сравнению со стандартным алгоритмом стабилизации ОСП.

- Для обеспечения требуемого качества управления и заданной точности посадки, время, на которое должен быть выполнен прогноз положения палубы и включен в управление оптической системой посадки, составляет 10 с.
- Алгоритмы прогнозирования качки корабля могут быть использованы в экспертной системе обеспечения взлета самолета, которая в условиях взлета с предельными весами и качке корабля позволит определить временные интервалы старта самолета с удерживающего устройства, при которых будет обеспечена безопасная траектория взлета самолета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бородай И.К. Краткосрочное прогнозирование процессов качки корабля с учетом ошибок измерений. // Труды Крыловского государственного научного центра. 2017. 2(380). С. 9–16.
- [2] Шапорев С.Д., Родин Б.П. Случайные процессы. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т., 2010. 237 с.
- [3] Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 336 с.
- [4] Пелевин А.Е. Прогноз угла наклона палубы корабля // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. №4 (95). С. 122–132.
- [5] Marple Jr., S. Lawrence, Digital spectral analysis: With applications (Prentice–Hall Series in Signal Processing), Prentice Hall, 1987, 584 с.
- [6] Бондаренко А.А., Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ткаченко О.И., Методика обучения палубной посадке на пилотажном стенде // Труды МФТИ. 2014. Т.6. №3 (23). С. 13–19.

Полетная проверка точности системы навигации и управления движением спутника наблюдения с использованием видеоинформации*

Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова, С.Е. Сомов

Отдел навигации, наведения и управления движением,
Самарский государственный технический университет
Самара, Россия

e_somov@mail.ru butyrinsa@mail.ru te_somova@mail.ru s_somov@mail.ru

Аннотация — Современные спутники землеобзора располагаются на орбитах высотой до 1000 км. Представляются разработанные методы верификации систем управления ориентацией таких космических аппаратов на основе анализа движения изображения в бортовом телескопе при сканирующей оптико-электронной съемке.

Ключевые слова — спутник, управление, проверка

I. ВВЕДЕНИЕ

Рассматривается спутник наблюдения, оснащенный телескопом с матрицами оптико-электронных преобразователей (ОЭП) в его фокальной плоскости, рис. 1. При оптико-электронных наблюдениях участков земной поверхности маршрутами сканирования телескопом матрицы ОЭП работают в режиме временной задержки и накопления. При известной орбите космического аппарата (КА) произвольный маршрут съемки определяется законом углового наведения спутника, когда реализуется требуемое движение оптического изображения на поверхности матриц ОЭП. Законы наведения КА формируются по аналитическим соотношениям, связывающих такое движение изображения с кинематическими параметрами пространственного движения спутника.

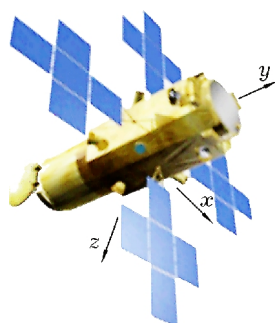


Рис. 1. Спутник наблюдения

Система управления ориентацией (СУО) КА имеет бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) с инерциальным измерительным модулем (ИИМ) на основе гироскопических датчиков при коррекции астрономической системой (АС) со звездными датчиками (ЗД), все приборы закреплены на корпусе КА, и следующие исполнительные органы: электромеханический привод (ЭП) – кластер четырех реактивных двигателей-маховиков (ДМ) по схеме *General Electric (GE)* и магнитный привод (МП) для эпизодической разгрузки этого кластера от накопленного кинетического момента (КМ). Законы углового наведения КА землеобзора представляются на последовательности временных интервалов сканирующих маршрутов (СМ) и поворотных маневров (ПМ) с переменным направлением вектора угловой скорости, рис. 2.

Управление ориентацией КА реализуется кластером ДМ по сигналам БИНС, корректируемой АС. Решается задача полетной проверки точности интегрированной системы навигации и управления движением геодезического спутника на основе получаемой видеоинформации [1, 2].



Рис. 2. Сканирующие маршруты на карте при космической съемке

II. МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Вводятся стандартные системы координат: инерциальная система координат (ИСК); геодезическая Гринвичская система координат (ГСК); геодезическая горизонтная система координат (ГорСК) с геодезическими координатами – долготой L , широтой B и высотой H ; связанная с корпусом КА система координат (ССК) $Oxyz$ (рис. 1) и орбитальная система координат (ОСК) с началом в его центре масс O ; телескопная система координат (ТСК) $Sx^s y^s z^s$ с началом в точке S – центре оптического проектирования; система координат поля изображения (ПСК) $O_i x^i y^i z^i$; визирная система координат (ВСК) $O_v x^v y^v z^v$ с началом в центре набора матриц ОЭП, см. рис. 3 и 4. Вводятся также виртуальный базис $\mathbf{G}$, вычисляемый на основе обработки измеренной информации от гироскопических датчиков, и виртуальный базис $\mathbf{A}$ АС, вычисляемый на основе обработки доступной измеренной информации от ЗД.

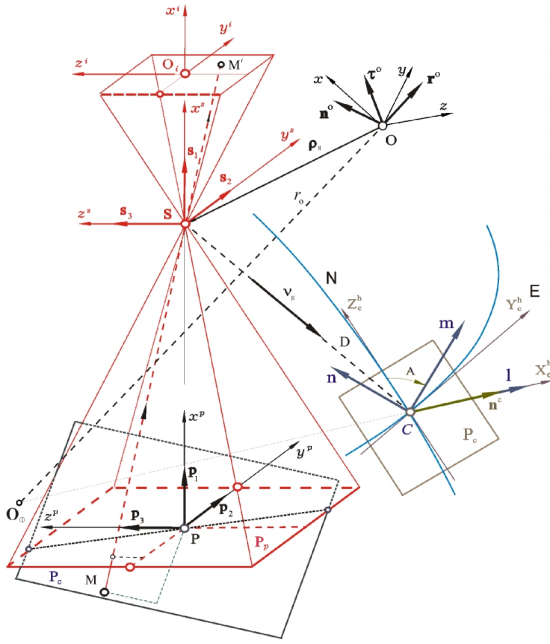


Рис. 3. Системы координат для космического землеобзора

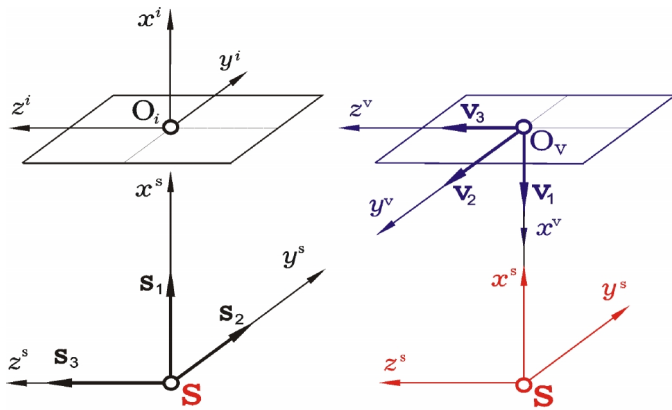


Рис. 4. Системы координат телескопа и набора матриц ОЭП

Ориентация ССК в ИСК определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda = \{\lambda_i\}$, $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$, а относительно ОСК – столбцом $\phi = \{\phi_i\}$, составленном из углов Крылова по крену ϕ_1 , рысканию ϕ_2 и тангажу ϕ_3 , применяемых в последовательности 312. Здесь и далее используются обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и $\circ$, $\sim$ для векторов, матриц и кватернионов. Кватернион Λ однозначно аналитически связан с вектором $\sigma = \mathbf{e} \, \text{tg}(\Phi/4)$ модифицированных параметров Родрига (МПП) как $\sigma = \lambda / (1 + \lambda_0)$ и $\lambda_0 = (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2)$; $\lambda = 2\sigma / (1 + \sigma^2)$. Векторы $\omega(t)$, $\mathbf{r}(t)$ и $\mathbf{v}(t)$ стандартно обозначают угловую скорость КА, положение центра масс КА и скорость его поступательного движения в ИСК. Пусть $\Lambda^p(t)$ и $\omega^p(t)$ являются законом наведения КА в ИСК. Тогда кватернион $\mathbf{E}(t) \equiv (\mathbf{e}_0(t), \mathbf{e}(t)) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda(t)$, матрица $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e \equiv \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e} \times]$, и столбец $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = 2\mathbf{e}_0 \mathbf{e}$ представляют угловую ошибку, а вектор $\delta\omega(t) = \{\delta\omega_i\} = \omega(t) - \mathbf{C}_e \omega^p(t)$ является ошибкой по угловой скорости.

Разрешение космического телескопа в большой степени зависит от точности пространственного углового движения КА по маршруту съемки. Для получения качественного изображения разумно рассчитывать продольную скорость изображения (ПрСИ) V_{iy} в фокальной плоскости телескопа. Также необходимо, чтобы для поперечной скорости изображения (ПопСИ) V_{iz} было выполнено условие $|V_{iz}| \leq V_{zd}$, где $V_{zd} = \text{const}$. Несоблюдение этих условий может привести к «смазу» изображения из-за нарушения процесса накопления зарядов в столбцах ПЗС-матриц ОЭП. Расчет кватерниона Λ^p , векторов угловой скорости ω^p и ускорения $\mathbf{e}^p$ выполняется с помощью векторного сложения всех движений ТСК в ГСК с тщательным учетом как орбитального, так и углового положения КА, геодезических координат наблюдаемых наземных целей и множества других факторов. Пусть ω_e^s и $\mathbf{v}_e^s$ являются векторами угловой скорости и скорости поступательного движения центра масс КА в ТСК относительно ГСК, ортогональная матрица $\tilde{\mathbf{C}} = \|\tilde{c}_{ij}\|$ определяет ориентацию ТСК относительно ГорСК, функция $D(t)$ представляет наклонную дальность. Тогда для произвольной точки $M'(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ фокальной плоскости телескопа продольный $\dot{\tilde{y}}^i = \tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ и поперечный $\dot{\tilde{z}}^i = \tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ компоненты вектора нормированной скорости движения изображения (СДИ) вычисляются по соотношению

$$\begin{bmatrix} \dot{\tilde{y}}^i \\ \dot{\tilde{z}}^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i & 1 & 0 \\ \tilde{z}^i & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^i \tilde{v}_{e1}^s - \tilde{y}^i \omega_{e3}^s + \tilde{z}^i \omega_{e2}^s \\ q^i \tilde{v}_{e2}^s - \omega_{e3}^s - \tilde{z}^i \omega_{e1}^s \\ q^i \tilde{v}_{e3}^s + \omega_{e2}^s + \tilde{y}^i \omega_{e1}^s \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Здесь $\tilde{y}^i = y^i / f_e$, $\tilde{z}^i = z^i / f_e$ являются нормированными фокальными координатами этой точки, где f_e – фокальное расстояние телескопа, скалярная функция $q^i = 1 - (\tilde{c}_{21} \tilde{y}^i + \tilde{c}_{31} \tilde{z}^i) / \tilde{c}_{11}$, а вектор нормированной скорости КА имеет компоненты $\tilde{v}_i^s = v_i^s / D$, $i = 1 \div 3$.

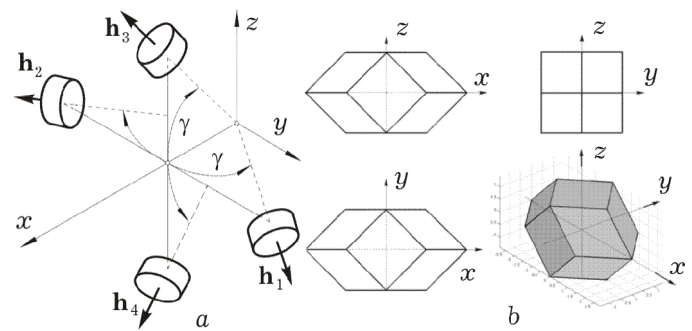


Рис. 5. Схема GE (a) и оболочка области вариации ее КМ (b)

При используемой схеме GE кластера ДМ, рис. 5, модель углового движения КА имеет вид [3], [4]:

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad \dot{\sigma} = \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{2}\sigma \langle \sigma, \omega \rangle;$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_q & \mathbf{D}_r \\ \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q & \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_r^t & \mathbf{0} & \mathbf{A}^r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\omega \times] \mathbf{G} + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d \\ -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) \\ \mathbf{m} - \mathbf{m}^f \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$\mathbf{A}_\gamma = \begin{bmatrix} C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma \\ S_\gamma & -S_\gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_\gamma & -S_\gamma \end{bmatrix}; \quad \mathbf{A}^r = J_r \mathbf{I}_4; \mathbf{D}_r = J_r \mathbf{A}_\gamma;$$

$$\mathbf{H} = \{\mathbf{H}_i\}; \quad \Omega = \{\Omega_p\}; \quad \mathbf{h} = \{\mathbf{h}_p\}; \mathbf{h}_p = J_r \Omega_p;$$

$\mathbf{G} = \mathbf{J}\omega + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$ является вектором КМ космического аппарата в ССК, столбцы $\mathbf{H} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$ и $\mathbf{h}$ представляют КМ кластера ДМ и собственно ДМ;

$$C_\gamma = \cos \gamma, S_\gamma = \sin \gamma; \quad \mathbf{m} = \{m_p\}, \mathbf{m}^f = \{m_p^f\}, p = 1 \div 4;$$

$$\mathbf{A}^q = \text{diag}(\mu_j); \quad \mathbf{V}_q = \text{diag}(\frac{\delta}{\pi} \omega_j^s); \quad \mathbf{W}_q = \text{diag}((\omega_j^s)^2);$$

вектор момента МД $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\} = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$, где вектор электромагнитного момента МД $\mathbf{L} = \{l_i\}$ имеет ограниченные компоненты $|l_i| \leq l^m$, а вектор $\mathbf{B} = B\mathbf{b}$ магнитной индукции Земли с ортом $\mathbf{b}$ определяется в ССК; столбцы $\mathbf{m}$ и $\mathbf{m}^f$ представляют моменты управления и сухого трения, а вектор $\mathbf{M}^d$ – возмущающие моменты. Каждый ДМ имеет ограниченные ресурсы по управляющему моменту и КМ: $|m_p(t)| \leq m^m, |h_p(t)| \leq h^m$.

Используется подход [5, 6] к обработке сигналов в БИНС, корректируемой АС с периодом T_0 , с применением следующих методов: (i) аппроксимация и интерполяция значений вектора приращений квазиординат в двух смежных скользящих окнах при обработке сигналов ИИМ; (ii) оценивание вектора дрейфа ИИМ, матрицы взаимного углового положения базисов ИИМ $\mathbf{G}$ и АС $\mathbf{A}$; (iii) оценивание вектора угловой скорости в базисе АС явными формулами; (iv) оценивание и коррекция значения масштабного коэффициента ИИМ, компенсация дрейфа ИИМ, дискретная фильтрация и формирование согласованных выходных сигналов БИНС по кватерниону Λ_l^f и вектору угловой скорости ω_l^f в моменты времени t_l , $l \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$ с периодом T_p . Считается, что столбец $\Omega_s = \{\Omega_{ps}\}$ измеренных угловых скоростей ДМ доступен в моменты времени t_s , $s \in N_0$ с периодом T_q для вычисления управления ориентацией КА.

При простейшем моделировании корпуса КА с телескопом в виде свободного твердого тела с тензором инерции $\mathbf{J}$ вектор КА $\mathbf{G}^0 = \mathbf{J}\omega + \mathbf{H} \equiv \mathbf{G}_0^0$, где $\mathbf{G}_0^0$ является постоянным вектором. Пусть СУО КА сбалансирована по КМ, т.е. $\mathbf{G}_0^0 \equiv \mathbf{0}$. При этом модель (2) динамики КА представляется в виде $\dot{\omega} = \boldsymbol{\varepsilon}$, где $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}^r$ является вектором углового ускорения, а модель углового движения КА имеет такое кинематическое представление:

$$\dot{\Lambda}(t) = \Lambda(t) \circ \omega(t)/2; \quad \dot{\omega}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}(t); \quad \boldsymbol{\varepsilon}^*(t) = \mathbf{v}. \quad (3)$$

Модули векторов ω , $\boldsymbol{\varepsilon}$, $\boldsymbol{\varepsilon}^*(t)$ ограничены, $|\omega(t)| \leq \bar{\omega}$, $|\boldsymbol{\varepsilon}(t)| \leq \bar{\boldsymbol{\varepsilon}}$ и $|\boldsymbol{\varepsilon}^*(t)| \leq \bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^*$ из-за ограниченности оболочек областей вариации кластера ДМ по вектору КМ $\mathbf{H}$, вектору управляющего момента $\mathbf{M}^r = -\dot{\mathbf{H}}$ и также по допустимой скорости его изменения. В развитие нашей последней статьи [2] мы исследуем проблему полетной проверки точности СУО КА на основе анализа движения изображения в фокальной плоскости телескопа при сканирующем землеобзоре.

III. ТРЕБУЕМАЯ ТОЧНОСТЬ ДВИЖЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЯ

Для анализа получаемого движения изображения на поверхности ПЗС при сканирующей съемке применяются фактические значения параметров пространственного движения КА. При этом вычисляются действительные значения скоростей оптического изображения (ПрСИ V_{iy} и ПоСИ V_{iz}), рассогласования ΔV_{iy} и $\Delta V_{iz} \equiv V_{iz}$ относительно полученного электронного изображения при накоплении электронных сигналов по столбцам ПЗС. Затем на основе интегрирования вычисляются ошибки $s_y(t)$ и $s_z(t)$ в синхронизации движений оптического и электронного изображений в продольном и поперечном направлениях для заданных точек матриц ПЗС. В "скользящем окне" из K строк вычисляется текущее положение накопленного электронного изображения вдоль столбца матрицы ПЗС, формируются значения математических ожиданий m_y^s , m_z^s и СКО σ_y^s , σ_z^s ошибок изображения по обоим направлениям, накопленного в K -ой строке.

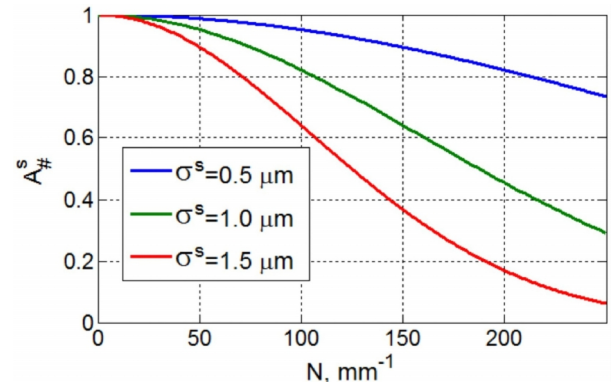


Рис. 6. ФПМ для оценки влияния сдвига изображения

Любая ошибка $s(t)$ приводит к ухудшению качества записанного изображения. Требуемая точность синхронизации движений оптического и электронного изображений определяется приемлемым уменьшением функции передачи модуляции (ФПМ) $A_\#^s = \exp(-2(\pi \sigma^s N)^2)$ при сдвиге изображения на пространственной частоте $N = N_s$, соответствующей чувствительности ПЗС и требуемому отношению сигнал/шум. На рис. 6 представлена ФПМ для трех значений СКО σ^s в зависимости от пространственной частоты N .

IV. ВЕКТОРНЫЕ СПЛАЙНОВЫЕ ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ

Пусть на некотором временном интервале $t \in T$ выполнен расчет закона углового наведения КА с помощью численного интегрирования кватернионного кинематического уравнения и получены численные данные. Этот закон соответствует маршрутному движению $\Lambda(t), \omega(t)$ при сканирующей оптико-электронной съемке произвольного типа. Прямые и обратные кинематические уравнения для вектора МПР σ имеют вид

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{2}\sigma \langle \sigma, \omega \rangle;$$

$$\omega = 4[(1 - \sigma^2)\dot{\sigma} - 2(\sigma \times \dot{\sigma}) + 2\sigma \langle \dot{\sigma}, \sigma \rangle] / (1 + \sigma^2)^2,$$

его вторая производная такова:

$$\ddot{\sigma} = \frac{1}{2}[-\langle \sigma, \dot{\sigma} \rangle \omega + \frac{1}{2}(1 - \sigma^2)\dot{\epsilon} + \dot{\sigma} \times \omega + \sigma \times \dot{\epsilon} + \dot{\sigma} \langle \sigma, \omega \rangle + \sigma \langle \dot{\sigma}, \omega \rangle + \sigma \langle \dot{\sigma}, \epsilon \rangle].$$

Учитывая эти соотношения, выполняется интерполяция вектора МПР $\sigma(t) \forall t \in T$ векторным сплайном седьмого порядка, который определяется по аналитическим соотношениям [6]. В результате получены максимальные ошибки $\delta\phi^m = \max|\delta\phi| = 0.03$ угл. сек по углу и $\delta\omega^m = \max|\delta\omega| = 0.04$ угл. сек/с по угловой скорости при интерполяции закона углового наведения КА на сканирующем маршруте произвольной длительности.

Аналитический синтез законов углового наведения КА между двумя смежными интервалами сканирующей съемки выполняется для поворотного маневра (ПМ) с известными граничными условиями для кватерниона Λ , векторов ω , ϵ и также для вектора ϵ^* в момент времени начала второго маршрута съемки. Такой пространственный маневр выполняется на временном интервале $t \in T_p \equiv [t_i^p, t_f^p]$ при $t_i^p \equiv t_i^p + T_p$ и граничных условиях

$$\Lambda(t_i^p) = \Lambda_i; \omega(t_i^p) = \omega_i; \epsilon(t_i^p) = \epsilon_i;$$

$$\Lambda(t_f^p) = \Lambda_f; \omega(t_f^p) = \omega_f; \epsilon(t_f^p) = \epsilon_f; \epsilon^*(t_f^p) = \epsilon_f^*. \quad (4)$$

Синтез закона углового наведения КА основан на необходимом и достаточном условии разрешимости задачи Дарбу. Здесь решение достигается как результат сложения трех одновременных вращений «встроенных» базисов E_k вокруг ортов Эйлера e_k , $k = 1 \div 3$, кватернион определяется как $\Lambda(t) = \Lambda_i \circ \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \Lambda_3(t)$, где $\Lambda_k = (\cos(\varphi_k/2), e_k \sin(\varphi_k/2))$ и $\varphi_k(t)$ – угол k -го элементарного вращения. Будем считать, что кватернион $\Lambda^* \equiv (\lambda_0^*, \lambda^*) = \tilde{\Lambda}_i \circ \Lambda_f$ имеет орт $e_3 = \lambda^* / \sin(\varphi^*/2)$ третьего поворота на угол $\varphi^* = 2\arccos(\lambda_0^*)$,

$\Lambda_1(t_i^p) = \Lambda_1(t_f^p) = \Lambda_2(t_i^p) = \Lambda_2(t_f^p) = \Lambda_3(t_i^p) = \Lambda_3(t_f^p) = 1$,
и $\Lambda_3(t_f^p) = (\cos(\varphi_3^*/2), e_3 \sin(\varphi_3^*/2))$, где $\varphi_3^* = \varphi^*$ и 1 является единичным кватернионом. Это соответствует значениям

углов $\varphi_1^i = \varphi_1^f = 0$, $\varphi_2^i = \varphi_2^f = 0$ и $\varphi_3^i = 0$. Орт Эйлера e_1 первого поворота назначается из условия его ортогональности орту e_3 , а орт $e_2 = e_3 \times e_1$. Векторы $\omega(t)$, $\epsilon(t)$ и $\epsilon^*(t)$ представляются в аналитическом виде [7] при назначении сплайнов различных степеней, в общем случае с использованием трех участков заданного временного интервала T_p поворотного маневра:

- 1) начальный участок разгона с оптимальным по времени ускорением при ограничениях, когда КА переходит к движению с угловой скоростью вокруг фиксированного орта e_3 ;
- 2) участок движения КА с постоянной угловой скоростью вокруг направления орта e_3 ;
- 3) завершающий участок, где гарантируются заданные краевые условия на правом конце ПМ и применяются скалярные сплайны $\varphi_k(t)$ шестого порядка, все параметры которых вычисляются по явным аналитическим соотношениям.

В результате для последовательности СМ и ПМ при землеобзоре с текущей орбиты получается единый закон наведения – командный сигнал СУО КА.

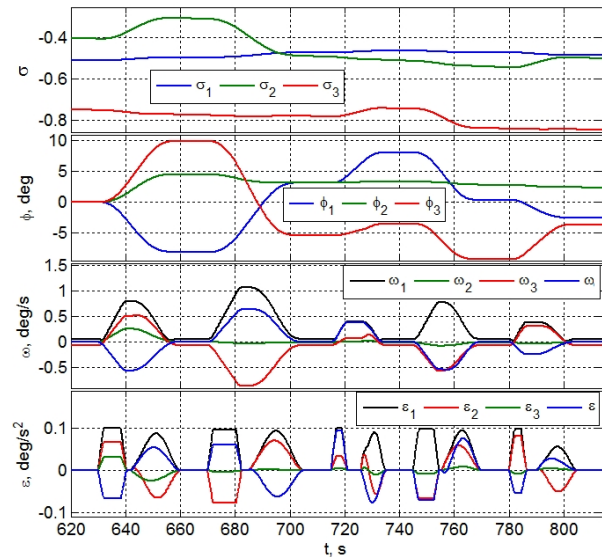


Рис. 7. Векторный сплайновый закон наведения для сканирующей съемки Беневенто, Рима, Флоренции, Падуи и Мюнхена

Рассмотрим спутник землеобзора, который движется на солнечно-синхронной орбите высотой 720 км, долготой восходящего узла 23.5 град и выполняет задачу трассовой сканирующей оптико-электронной съемки Беневенто, Рима, Флоренции, Падуи и Мюнхена с длительностью каждого маршрута 10 с, рис. 2. При отсчете времени t от момента пролета над восходящим узлом синтез закона наведения выполнен для таких данных:

ПМ1 $\forall t \in [630, 660]$ с длительностью 30 с;
СМ1 (Беневенто) $\forall t \in [660, 670]$ с; ПМ2 $\forall t \in [670, 705]$ с;
СМ2 (Рим) $\forall t \in [705, 715]$ с; ПМ3 $\forall t \in [715, 735]$ с;
СМ3 (Флоренция) $\forall t \in [735, 745]$ с; ПМ4 $\forall t \in [745, 770]$ с;

СМ4 (Падуя) $\forall t \in [770, 780)$ с; ПМ5 $\forall t \in [780, 805)$ с;
СМ5 (Мюнхен) $\forall t \in [805, 815)$ с.

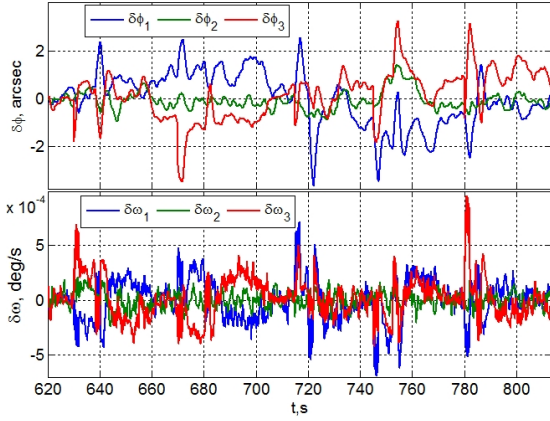


Рис. 8. Ошибки стабилизации КА по углам и угловым скоростям при сканирующем землеобзоре с высоким разрешением

Полученные результаты представлены на рис. 7, где компоненты векторов $\sigma(t)$, $\phi(t)$, $\omega(t)$ и $\varepsilon(t)$ отмечены различными цветами – синим по крену, зеленым по рысканию и красным по тангажу, а модули векторов $\omega(t)$ и $\varepsilon(t)$ выделены черным цветом.

V. ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА

При формировании вектора $\mathbf{M}_k^r = -\dot{\mathbf{H}}_k = -\mathbf{A}_\gamma \dot{\mathbf{h}}$ управляющего момента кластера ДМ с периодом T_u выполняется фильтрация значений вектора рассогласования $\varepsilon_s = -\delta\phi_s = -2e_{0s}\mathbf{e}_s$, затем вектор ε_k^f , $k \in N_0$ применяется в законе управления

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1} &= \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\varepsilon_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\varepsilon_k^f; \\ \mathbf{M}_k^r &= \omega_k^f \times \mathbf{G}_k^f + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \dot{\omega}_k^p + [\mathbf{C}_k^e \omega_k^p \times] \omega_k + \tilde{\mathbf{m}}_k), \end{aligned} \quad (5)$$

где $\mathbf{G}_k^f = \mathbf{J}\omega_k^f + \mathbf{H}_k^f$ и $\mathbf{K}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{P}$ являются диагональными матрицами с настраиваемыми параметрами. Вводятся нормированные векторы КМ ДМ $\mathbf{h} = \{h_p\}$, $h_p = h_p / h^m$, где $|h_p| \leq 1$, и кластера ДМ $\mathbf{h} = \{x, y, z\} = \mathbf{A} \mathbf{h}$, где $x = x_1 + x_2$, $x_1 = C_\gamma(h_1 + h_2)$, $x_2 = C_\gamma(h_3 + h_4)$, $y = S_\gamma(h_1 + h_2)$ и $z = S_\gamma(h_3 + h_4)$. Распределение вектора КМ кластера ДМ $\mathbf{h}$ между ДМ выполняется по явному закону $f_p = \tilde{x}_1 - \tilde{x}_2 + \rho(\tilde{x}_1\tilde{x}_2 - 1) = 0$, где $0 < \rho < 1$, $\tilde{x}_1 = x_1 / q_y$, $\tilde{x}_2 = x_2 / q_z$, $q_s = (4C_\gamma^2 - s^2)^{1/2}$, $s = y, z$, используя следующие явные аналитические соотношения [8, 9]:

- (i) $q \equiv q_y + q_z$; $a \equiv (q_y - q_z)(x/2)$; $b \equiv q_y q_z - (x/2)^2$;
 $\Delta \equiv (q/\rho)(1 - (1 - 4\rho[a + \rho b]/q^2)^{1/2})$;
 $x_1 = (x + \Delta)/2$, $x_2 = (x - \Delta)/2$;
- (ii) распределение между ДМ в каждой паре по очевидным формулам.

Вектор управления ДМ вычисляется по формуле [3]

$$\mathbf{m}_k = (\{\mathbf{A}_\gamma, \mathbf{a}_k^f\})^{-1} \{-(\mathbf{M}_k^r + \mathbf{M}_k^{\text{cu}}), -h^m \text{sat}(\phi_p, \mu_p, f_{pk})\}$$

с параметрами ϕ_p, μ_p и компонентами строки $\mathbf{a}^f = [a_p^f]$

$$a_{1,2}^f = 2C_\gamma[2C_\gamma^2 \pm S_\gamma^2 h_2(h_1 - h_2)][1 + \rho C_\gamma(h_3 + h_4)/q_z]/q_y^3;$$

$$a_{3,4}^f = 2C_\gamma[2C_\gamma^2 \mp S_\gamma^2 h_4(h_3 - h_4)][1 + \rho C_\gamma(h_1 + h_2)/q_y]/q_z^3,$$

при явном учете команды $\mathbf{M}_k^{\text{cu}}$ в цифровом управлении кластером ДМ для компенсации моментов МП при разгрузке кластера ДМ. При формировании цифрового управления двигателями-маховиками выполняется переопределение $\mathbf{m}_k := \mathbf{m}_k + \hat{\mathbf{m}}_k^f$, где $\hat{\mathbf{m}}_k^f$ является столбцом, составленным из оценок $\hat{m}_k^f$ моментов сухого трения по осям вращения ДМ [3]. На рис. 8 представлены ошибки стабилизации спутника по углам и угловым скоростям при выполнении закона его наведения на рис. 7.

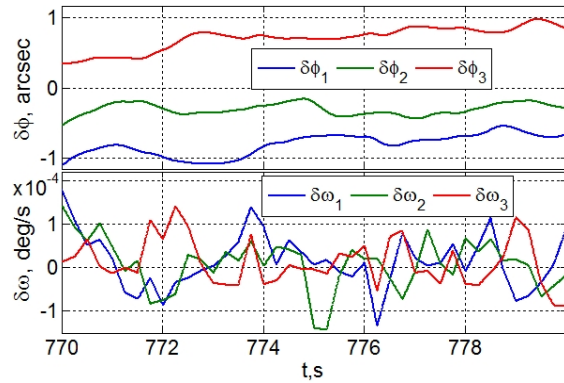


Рис. 9. Ошибки по углам и угловым скоростям при съемке Падуи

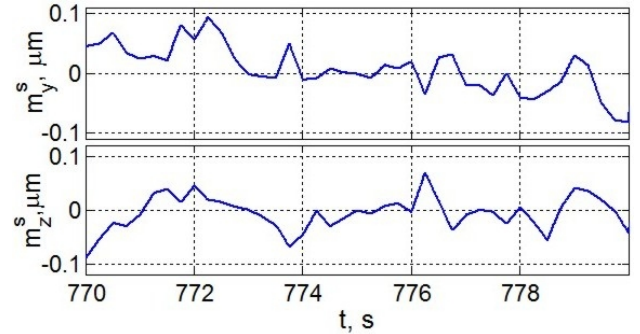


Рис. 10. Ожидаемые положения изображений в центре ПЗС матрицы

VI. ПРОВЕРКА СУО НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ИЗОБРАЖЕНИЯ

На рис. 9 и 10 представлены ошибки стабилизации КА по углам и угловым скоростям и ожидаемые значения m_y^s , m_z^s положений изображений в центре набора ПЗС при сканирующей съемке Падуи. Кроме того, погрешности стабилизации полученного электронного изображения в центре и по краям матрицы ПЗС были оценены средними значениями СКО $\bar{\sigma}_y^s$ и $\bar{\sigma}_z^s$, а именно:

в центре кадра – $\bar{\sigma}_y^s = 0.013 \mu\text{m}$, $\bar{\sigma}_z^s = 0.011 \mu\text{m}$;

на левом крае кадра – $\bar{\sigma}_y^s = 0.020 \mu\text{m}$, $\bar{\sigma}_z^s = 0.695 \mu\text{m}$;

на правом крае кадра – $\bar{\sigma}_y^s = 0.015 \mu\text{m}$, $\bar{\sigma}_z^s = 0.695 \mu\text{m}$.

Погрешность стабилизации накопленного электронного изображения наибольшим образом проявляется в поперечном направлении на правом крае набора ОЭП, где $\bar{m}_z^s = -0.017 \text{ }\mu\text{m}$ и $\bar{\sigma}_z^s = 0.695 \text{ }\mu\text{m}$. Среднее значение такой погрешности, соответствующей условному СКО, составляет $\bar{\sigma}_z^s = [(\bar{m}_z^s)^2 + (\bar{\sigma}_z^s)^2]^{1/2} = 0.69503 \text{ }\mu\text{m}$. Принимая во внимание зависимость ФПМ на рис. 6 для различных значений СКО, можно сделать вывод о приемлемой точности работы СУО КА с гарантией отсутствия «смаза» на полученных электронных изображениях в полном наборе ОЭП.

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко описаны оригинальные методы наведения, навигации и управления ориентацией спутника наблюдения и представлены новые разработанные методы полетной проверки точности системы управления ориентацией космического аппарата на основе анализа движения изображения непосредственно в фокальной плоскости телескопа при оптико-электронной сканирующей съемке. Представлены также некоторые численные результаты по эффективности созданных алгоритмов.

ЛИТАТУРА

- [1] Somov, Y., Butyrin, S., Somov, S., and Somova, T., In-flight verification of the attitude control system for a space land-survey telescope by analysis of an image motion at a scanning observation, *Proceedings of*

4th IEEE International Workshop on Metrology for Aero-space, Padua, 2017, pp. 291–295.

- [2] Somov, Y., Butyrin, S., Somova, T., and Somov, S., In-flight verification of attitude control system for a land-survey satellite at a final of its manufacturing, *IFAC-PapersOnLine*, 2018, vol. 51, no. 30, pp. 66–71.
- [3] Somov, Y., Butyrin, S., and Somov, S., Adaptive-robust attitude and orbit control of a small satellite motion, *Proceedings of 23 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, Saint Petersburg, 2016, pp. 349–355.
- [4] Somov, Y., Guidance, navigation and control of information satellites: Methods for modeling, synthesis and nonlinear analysis, *Mathematics in Engineering, Science and Aerospace*, 2016, vol. 7, no. 2, pp. 223–248.
- [5] Somov, Y., Butyrin, S., Somov, S., and Somova, T., Alignment verification of a star tracker cluster and a space telescope for land-survey satellite, *Proceedings of 5th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace*, Rome, 2018, pp. 176–180.
- [6] Somov, Ye., Butyrin, S., Somov, S., and Hajiye, C., Precise astrometric attitude determination of a maneuvering land-survey satellite, *Proceedings of 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, Istanbul, 2017, pp. 409–413.
- [7] Somov, Y., Siguerdidjane, H., Butyrin, S., Somov, S., and Somova, T., In-flight verification and tuning of attitude control system for a land-survey satellite, *Proceedings of 3rd IEEE Workshop on Metrology for Aerospace*, Florence, 2016, pp. 444–449.
- [8] Somova, T., Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey satellite motion, *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 2016, vol. 9, no. 2, pp. 35–45.
- [9] Somova, T., Vector spline guidance laws and in-flight support of attitude control system for a land-survey satellite, *Mathematics in Engineering, Science and Aerospace*, 2016, vol. 7, no. 4, pp. 587–597.

Возможный подход к повышению автономности и отказоустойчивости решения задачи определения ориентации наноспутников*

И.В. Белоконов
Самарский университет
Самара, Россия
ibelokonov@mail.ru

А.В. Крамлих
Самарский университет
Самара, Россия
kramlikh@mail.ru

М.Е. Мельник
Самарский университет
Самара, Россия
mashagrigoreva@gmail.com

Аннотация — В основе развиваемого в данной работе подхода лежит идея создания на борту наноспутника базы знаний, позволяющей обеспечивать реконфигурацию бортового программного обеспечения в части выбора наиболее подходящего алгоритма определения ориентации, а также изменения параметров используемых алгоритмов. В работе представлены результаты выполненного исследования применительно к наноспутниковой платформе SamSat: анализ характеристик и формирование требований к инструментальным погрешностям датчиков, используемых в системе ориентации для обеспечения требуемой точности решения задачи; структура базы знаний; логика работы бортовой вычислительной машины при решении задачи определения ориентации; результаты моделирования реализации предложенного подхода на модельной задаче.

Ключевые слова — определение ориентации, автономность, отказоустойчивость, алгоритм, наноспутник

I. ВВЕДЕНИЕ

К настоящему времени разработано большое количество алгоритмов определения ориентации космических аппаратов, использующих различный состав измерительной информации, которые адаптированы к использованию на наноспутниках. В зависимости от миссии наноспутника, возможностей его бортовой вычислительной машины и ряда других факторов задача определения ориентации решается либо по одномоментным измерениям (при этом используются алгоритмы, основанные на методе векторного согласования, например, QUEST [1,2], TRIAD [3] и их модификации), либо алгоритмами на основе обработки накопленной выборки измерений (фильтр Калмана и его модификации [4]; алгоритмы, основанные на минимизации целевой функции с использованием модели движения, вычислительной основой которых являются методы Левенберга-Марквардта, Гаусса-Ньютона, алгоритм дифференциальной эволюции [5, 6, 7]).

Как правило, решение задачи определения ориентации на борту наноспутника происходит по одному-двум, заранее заложенным в память бортовой вычислительной машины алгоритмам. В силу использования на наноспутни-

ках коммерческих измерительных датчиков и источников измерительной информации, погрешность и стабильность характеристик которых в околоземном космическом пространстве невысока, разработка подхода, позволяющего повысить отказоустойчивость наноспутника, является актуальной задачей. Повышение отказоустойчивости можно добиться повышением «интеллектуальности» и степени адаптивности бортового программного обеспечения. Применительно к решению задачи определения ориентации наноспутников в условиях избыточности состава измерительной информации, поставленной цели можно достигнуть за счёт реконфигурации алгоритмов и адаптации их параметров к текущему состоянию бортовых систем наноспутника.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА

Наноспутники семейства SamSat, разрабатываемые в Самарском университете, представляют собой наноспутники формата CubeSat 3U, которые предназначены для проведения научных и технологических экспериментов на низких околоземных орбитах [8, 9]. Для обеспечения проведения подобного рода экспериментов необходимо контролировать угловое положение наноспутника. К типовым миссиям наноспутников формата CubeSat 3U, связанным с проведением научных экспериментов, можно отнести международный проект QB50 (изучение термосферы Земли); проект по изучению ионосферы и магнитосферы Земли (инициатор проекта Самарский университет, участники проекта - российские вузы и учреждения РАН). В упомянутых проектах необходимо обеспечить требуемую ориентацию наноспутника с точностью не хуже 5 градусов.

A. Используемые датчики и источники измерительной информации

Рассмотрим наноспутник, на котором расположены следующие датчики и источники измерительной информации: навигационный приёмник и три навигационные антенны (A1, A2 и A3), два магнитометра (M1 и M2), шесть солнечных датчиков (СД), шесть панелей солнечных батарей (СБ). Они обеспечивают достаточный для решения

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №17-79-20215).

задачи определения ориентации наноспутника различными алгоритмами набор измерительной информации:

- навигационные решения $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$, эфемериды навигационных спутников x_i, y_i, z_i ($i = \overline{1, N}$), номера видимых и невидимых навигационных спутников, $A_i^i = (x_i^i, y_i^i, z_i^i)^T$ – вектора направляющих косинусов фазовых центров антенн в связанной системе координат ($i=1,2,3$ – номера антенн) от навигационного приёмника;
- вектора напряжённости магнитного поля Земли $H_i^i = (h_{x_i}^i, h_{y_i}^i, h_{z_i}^i)^T$ ($i=1,2$) от магнитометров;
- информация о положении Солнца $S_i^1 = (s_{x_i}^1, s_{y_i}^1, s_{z_i}^1)^T$ от солнечных датчиков;
- данные о токосъёме $S_i^2 = (s_{x_i}^2, s_{y_i}^2, s_{z_i}^2)^T$ с панелей солнечных батарей.

При этом перечисленные выше датчики и источники измерительной информации дают следующие погрешности: 400 нТл для магнитометров; 5° для навигационного приёмника; $0,06^\circ$ для солнечных датчиков. Величины погрешностей являются типовыми для данного класса датчиков [10, 11]. Для определения качества токосъёма с панелей солнечных батарей используется модель их деградации [12].

В. Используемые математические модели

Для решения задачи определения ориентации также необходим расчёт некоторых математических моделей на борту наноспутника: модели движения наноспутника для получения значений элементов орбиты [13]; модели магнитного поля Земли [14]; модели движения Солнца [15].

III. ВОЗМОЖНЫЙ ПОДХОД К ПОВЫШЕНИЮ АВТОНОМНОСТИ И ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА

А. Структура базы знаний

В основе развиваемого в данной работе подхода лежит идея создания на борту наноспутника базы знаний, включающей:

- начальные (номинальные) значения коэффициентов достоверности измерений (КДИ), которые определяют их вклад в отыскание решения задачи определения ориентации;
- начальные (номинальные) инструментальные ошибки датчиков и источников измерительной информации, которые должны учитываться при формировании коэффициентов достоверности измерений;
- модели изменения инструментальных ошибок датчиков и источников измерительной информации, в том числе сформированные в результате наземных термовакуумных и виброиспытаний, которые используются при формировании весовых коэффициентов целевой функции, применяющейся, например, при решении задачи определения ориентации, в зависимости от текущих условия функционирования наноспутника;
- набор алгоритмов определения ориентации для различных случаев комплексирования разнотипной информации (алгоритм векторного согласования (задача Вахбы) [16, 17], алгоритм на основе матричной взаимосвязи [16], алгоритм по пространственной видимости навигационных спутников [11]).

Структура базы знаний представлена в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1. СТРУКТУРА БАЗЫ ЗНАНИЙ

№ п/п	КДИ СД	КДИ СБ	КДИ М1	КДИ М2	КДИ А1	КДИ А2	КДИ А3	Алгоритм
1	k_1^{SD}	k_1^{SB}	k_1^{M1}	k_1^{M2}	k_1^{A1}	k_1^{A2}	k_1^{A3}	Алгоритмы определения ориентации, соответствующие текущим КДИ
2	k_2^{SD}	k_2^{SB}	k_2^{M1}	k_2^{M2}	k_2^{A1}	k_2^{A2}	k_2^{A3}	
...	...	...	...	...	...	...	...	
i	k_i^{SD}	k_i^{SB}	k_i^{M1}	k_i^{M2}	k_i^{A1}	k_i^{A2}	k_i^{A3}	

В. Логика функционирования алгоритма определения ориентации наноспутника

Логика функционирования алгоритма определения ориентации наноспутника, который учитывает набор и качество измерительной информации, представлена на схеме рис. 1. Во время орбитального полёта наноспутника база знаний расширяется за счет анализа текущего состояния датчиков и источников измерительной информации и использования моделей изменения их инструментальных ошибок.

В процессе функционирования наноспутника бортовая вычислительная машина обращается к базе знаний и осу-

ществляет реконфигурацию бортового программного обеспечения, изменение параметров используемых алгоритмов. Это реализуется на основе анализа количества и качества измерительной информации (величины угловой скорости, наличия априорной информации об ориентации) в зависимости от характера углового движения (осуществляется неуправляемое движение или реализуется процесс переориентации). Кроме того, производится согласование двух векторов измерений от магнитометров, а также двух векторов от солнечных датчиков и с панелей солнечных батарей. В результате принимается решение о выборе состава измерений и конкретного алгоритма решения задачи

определения ориентации, формируются новые коэффициенты достоверности измерений.

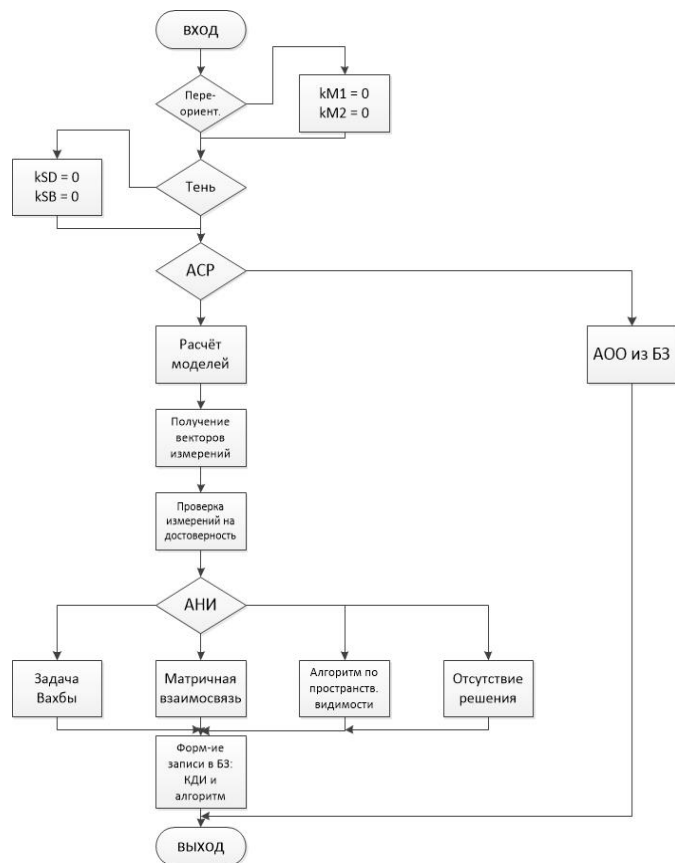


Рис. 1. Логика функционирования алгоритма определения ориентации наноспутника (АСР – анализ существующих решений, АОО – алгоритм определения ориентации, БЗ – база знаний, АНИ – анализ наличия измерений)

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Математическое моделирование проводилось для модельной задачи определения ориентации при следующих исходных данных: круговая орбита высотой 300 км; долготы восходящего узла 170° , наклонение орбиты 63° .

На рис. 2 и 3, а также в [11] представлены результаты решения модельной задачи определения ориентации наноспутника различными алгоритмами по различному составу измерительной информации. На рис. 2 из вариантов решения задачи по всем возможным сочетаниям имеющейся измерительной информации представлены графики с минимальной ($A2+S$) и максимальной ($A1+A2+A3+S+H$) точностью.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Погрешности используемых датчиков и методические погрешности применяемых алгоритмов формируют условия достижения требуемой точности решения задачи определения ориентации наноспутника.

Предложенный подход позволяет существенно расширить диапазон ситуаций, в которых при изменении конфи-

гурации бортового программного обеспечения возможно решение задачи определения ориентации наноспутника.

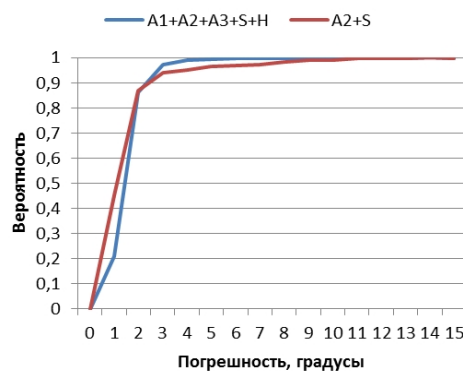


Рис. 2. Результаты моделирования нахождения угла прецессии (ψ) с помощью алгоритма векторного согласования при различном составе измерительной информации

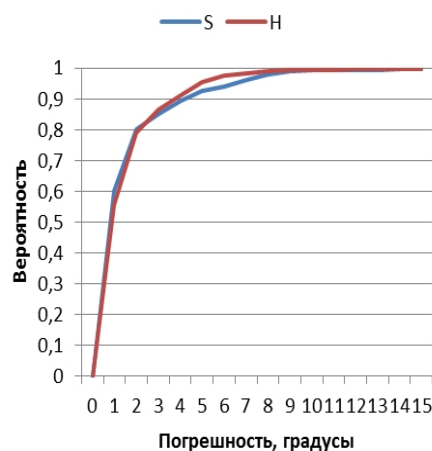


Рис. 3. Результаты моделирования нахождения угла прецессии (ψ) с помощью алгоритма на основе матричной взаимосвязи по одному вектору измерений

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Shuster, M. D., Approximate Algorithms for Fast Optimal Attitude Computation, *AIAA Guidance and Control Conference*, Palo Alto, California, 1978, pp. 88–95.
- [2] 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.
- [3] Black, H., A Passive System for Determining the Attitude of a Satellite, *AIAA Journal*, 1964, 2 (7), pp. 1350–1351. Bibcode: 1964AIAAJ...2.1350. DOI:10.2514/3.2555.
- [4] Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринты ИПИМ им. М.В.Келдыша. 2009. № 48. 32 с.
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-48>.
- [5] Белоконов И.В., Крамлих А.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2007. №1 (12). С. 22–30.

- [6] Kramlikh, A.V., Lomaka, I.A., Nanosatellite's rotational motion parameters determination using light sensor and angular velocity sensor measurements, *25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2018, pp. 1–3.
- [7] Beuselinck, T., van Bavinchove, C., Abrashkin, V.I., Kazakova, A.E., Sazonov, V.V., Determination of attitude motion of the Foton M-3 satellite according to the data of onboard measurements of the Earth's magnetic field, *Cosmic Research*, 2010, vol. 48, issue 3, pp. 246–259.
- [8] Kirillin, A., Belokonov, I., Timbai, I., Kramlikh, A., Ustiugov, E., Egorov, A., Shafran, S., Melnik, M., SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration, *Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites*, *Procedia Engineering*, 2015, vol. 104, pp. 97–106.
- [9] 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.
- [10] Canuto, E., Novara, C., Massotti, L., Carlucci, D., Montenegro, C.P., *Spacecraft Dynamics and Control. The Embedded Model Control Approach*, Elsevier, 2018, 761 p.
- [11] Belokonov, I.V., Kramlikh A.V., Melnik M.E., Estimation of the nanosatellite attitude and the angular rate by analyzing the navigation spacecraft geometrical visibility using the controllable pattern of navigation antenna, *24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2017, pp. 547–550. DOI 10.23919/ICINS.2017.7995676.
- [12] Письменный Н.И., Цокур А.Г., Носиков С.В., Кулагин С.Н. Дegradaция мощности солнечных батарей космических аппаратов в ионосфере и магнитосфере Земли // *Техническая механика*. 2011. № 3. С. 79–90.
- [13] Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
- [14] Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1976. 250 с.
- [15] Абалакин В.К. Основы эфемеридной астрономии. М.: Наука, 1979, 448 с.
- [16] Grigoreva, M.E., Kramlikh, A.V., Joint use of different types of information in the spacecraft orientation determination algorithms, *20th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2013, pp. 240–243.
- [17] Belokonov, I.V., Kramlikh, A.V., Small satellite attitude determination using navigational receiver and magnetometer, *60th International Astronautical Congress*, 2009, vol. 6, pp. 4800–4807.

Повышение точности сопровождения подвижных объектов с применением алгоритма комплексной обработки сигналов с монокулярной камеры и лидара*

Р.Р. Бикмаев, М.Д. Золотов, А.Н. Попов
МОУ «Институт инженерной физики» (МОУ ИИФ)
Серпухов, РФ

Р.Н. Садеков
Военный инновационный технополис «ЭРА»
(ВИТ ЭРА), Анапа, РФ

Аннотация — В работе представлена мобильная система пространственного слежения с использованием двух измерителей - монокамеры и лидара. Реализация в ней алгоритма комплексной обработки навигационной информации с применением нелинейной фильтрации Калмана повышает точность выработки координат подвижного объекта в системах пространственного слежения, используемых в робототехнике, беспилотной технике и измерительных системах. Алгоритм оценен в результате натурного эксперимента и показал среднеквадратичную ошибку по $x=0,0017$ м. и по $y=0,0064$ м.

Ключевые слова — алгоритм комплексной обработки навигационной информации; система пространственного слежения; нелинейная фильтрация Калмана

I. ВВЕДЕНИЕ

В существующих системах пространственного слежения, которые предназначены для автоматического сопровождения и измерения координат движущихся объектов, могут применяться измерители, работающие на основе одного или нескольких физических принципов. Основным недостатком систем пространственного слежения, обрабатывающих навигационную информацию с одной камеры, является невысокая точность измерения координат движущегося объекта, и низкая надежность его автоматического сопровождения из-за ограничений работы сенсора [1, 2, 3]. Перспективным направлением повышения точности и надежности навигационных систем является комплексная обработка избыточной навигационной информации [4], получаемой из датчиков, которые функционируют на разных физических принципах. Впрочем, использование гетерогенных измерителей требует решения двух главных задач: пространственно-временного согласования и устранения неопределенности показаний датчиков (шумов, ошибок калибровки, пропущенных данных и ограничений функционирования) [5].

II. ОБЗОР ПОДХОДОВ

Существуют подходы, в которых комплексная обработка сигналов сводится к оценке позы камеры путем поиска подходящей матрицы преобразования на основе по-

лученных с лидара данных [5]. Тем самым не требуется пространственного согласования, при этом увеличивается неопределенность показаний датчиков. Ошибка лидара увеличивает ошибку оценки позы камеры.

Основным методом объединения данных, поступающих из камеры и лидара, рассматривается процесс внешней калибровки двух измерителей на шахматной доске [6], [7]. Тем самым достигается пространственная синхронизация систем координат двух измерителей. Этот подход дает точное геометрическое выравнивание, но не устраняет неопределенности показаний датчиков.

В работе предлагается использовать преимущества данного подхода в пространственной синхронизации, но с устранением неопределенности показаний камеры за счет предварительно полученных координат четырех точек пространства и использования алгоритма комплексной обработки навигационной информации с применением нелинейной фильтрации Калмана.

III. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На наблюдаемой сцене движется объект с постоянной скоростью v по линейной (первая модель) и криволинейной траектории (вторая модель) с постоянной угловой скоростью ψ . Задан n -мерный вектор состояния: для первой модели $(x, y, \vartheta_x, \vartheta_y)^T$, для второй $(x, y, \vartheta, \psi)^T$.

Два измерителя (монокамера и лидар), расположенные на стационарном макете автомобиля, наблюдают за движущимся объектом как представлено на рис. 1.

Во время автоматического сопровождения камера выдает 2-мерный вектор измерения $z = (x, y)$, а лидар – 3-мерный вектор измерения $z = (d, \varphi, \dot{d})$.

На основе полученной навигационной информации, поступающей с двух измерителей в режиме реального времени, требуется разработать алгоритм комплексной обработки сигналов, поступающих с камеры и лидара, который будет выдавать оптимальную оценку $\hat{x}$.

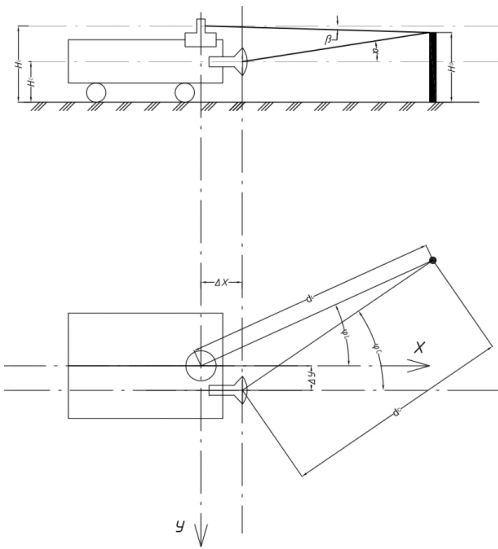


Рис. 1. Схема расположения камеры и лидара

Оценить работу алгоритма как среднеквадратическую ошибку между измеренной и истинной траекторией движения объекта.

IV. РЕШЕНИЕ

Для разработки алгоритма комплексной обработки навигационной информации, поступающей с датчиков, функционирующих на разных физических принципах, требуется решить две задачи:

- геометрическое выравнивание данных, поступающих с камеры и лидара,
- пространственно-временное согласование навигационной информации.

A. Геометрическое выравнивание данных

Геометрическое расположение камеры и лидара показано на рис. 1. Оптический центр камеры смещен от центра лидара по фронту и горизонту на Δx и Δy соответственно. Расстояние от камеры до объекта – d_c , от лидара до объекта d_l . Углы, измеренные лидаром – ϕ_l и β , а камерой – ϕ_c и α . Высота камеры – H_c , высота лидара – H_l .

Учитывая расстояние до объекта, определяем угол α камеры следующим уравнением:

$$\tan \alpha = \frac{((H_c - H_l) + d_l \sin \beta) \cos \phi_c}{d_l \cos \beta \cos \phi_c - \Delta x} \quad (1)$$

Учитывая смещение по оси y , рассчитываем угол ϕ_c камеры из следующего уравнения:

$$\tan \phi_c = \frac{d_l \cos \beta \sin \phi_l + \Delta y}{d_l \cos \beta \cos \phi_c - \Delta x} \quad (2)$$

Уравнения (1) и (2) позволяют произвести геометрическое выравнивание навигационных данных с лидара по отношению к координатам точек полученных из камеры по следующим формулам:

$$\begin{aligned} x_c &= d_l \cos \beta \cos \phi_l - \Delta x, \\ y_c &= d_l \cos \beta \sin \phi_l + \Delta y, \\ z_c &= H_c + \frac{\sin \alpha (d_l \cos \beta \cos \phi_l - \Delta x)}{\cos \alpha \cos \phi_c} \end{aligned} \quad (3)$$

Из (3) в ходе совместной калибровки камеры и лидара, определяются параметры Δx и Δy .

B. Пространственно-временное согласование навигационной информации

Для движущегося объекта по линейной траектории (первая модель) уравнение процесса будет иметь следующий вид:

$$\dot{X} = Fx + v \quad (4)$$

Учитывая вектор состояния $X = (x, y, \vartheta_x, \vartheta_y)^T$ получаем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \dot{x}' = x + \vartheta_x \Delta t + v_x \\ \dot{y}' = y + \vartheta_y \Delta t + v_y \\ \dot{\vartheta}_x' = \vartheta_x + v_{\vartheta_x} \\ \dot{\vartheta}_y' = \vartheta_y + v_{\vartheta_y} \end{cases} \quad (5)$$

Потому как ускорение a движущегося объекта неизвестно, добавим его к компоненту шума следующим образом:

$$v = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_{\vartheta_x} \\ v_{\vartheta_y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{a_x \Delta t^2}{2} \\ \frac{a_y \Delta t^2}{2} \\ a_x \Delta t \\ a_y \Delta t \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где вероятностный вектор шума v имеет нормально распределение $v \approx N(0, Q)$.

Для движущегося объекта по криволинейной траектории (вторая модель) с постоянной угловой скоростью модель процесса в общем виде представляет собой уравнение:

$$x_{k+1} = f(x_k, v_k) \quad (7)$$

Применительно к вектору состояния $(x, y, \vartheta, \psi, \dot{\psi})^T$ получаем следующую формулу:

$$x_{k+1} = x_k + \begin{bmatrix} \frac{v_k}{\psi_k} (\sin(\psi_k + \psi_k \Delta t) - \sin \psi_k) \\ \psi_k \\ \frac{v_k}{\psi_k} (-\cos(\psi_k + \psi_k \Delta t) + \cos \psi_k) \\ 0 \\ \psi_k \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \Delta t^2 \cos \psi_k v_{a,k} \\ \frac{1}{2} \Delta t^2 \sin \psi_k v_{a,k} \\ \Delta t v_{a,k} \\ \frac{1}{2} \Delta t^2 v_{\psi,k} \\ \Delta t v_{\psi,k} \\ \psi_k \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Навигационные координаты (x, y) движущегося объекта при помощи камеры определяются при неизменном значении высоты h и известных координатах четырех точек по следующей формуле:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ h \end{bmatrix} = R^{-1} (S M^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} - t), \quad (9)$$

в которой M, R, t – матрицы трансформации, вращения и переноса; u, v – координаты точек на плоскости изображения; $S = h + (R^{-1}t) / (R^{-1}M^{-1}(u, v, 1)^T)$.

Вектор измерения камеры связаны с вектором состояния следующим образом:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} = H \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ g_x' \\ g_y' \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где матрица измерений H представлена значениями

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \text{ а матрица ковариации } R = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2 \end{bmatrix}.$$

Навигационные координаты лида вычисляются по формуле:

$$\begin{bmatrix} d \\ \varphi \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2} \\ \arctg(\frac{x}{y}) \\ \frac{\dot{x} \dot{g}_x + \dot{y} \dot{g}_y}{\sqrt{x^2 + y^2}} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Вектор измерений лида $z = h(x') + \omega$, где $\omega \approx N(0, R)$. Функция $h(x')$ является нелинейной. При линейаризации ее получает Якобиан первого порядка, который представлен формулой:

$$H_j = \begin{bmatrix} \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} & \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}} & 0 & 0 \\ -\frac{y}{x^2 + y^2} & \frac{x}{x^2 + y^2} & 0 & 0 \\ \frac{y(xg_x - xg_y)}{3/2\sqrt{x^2 + y^2}} & \frac{x(xg_y - yg_x)}{3/2\sqrt{x^2 + y^2}} & \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} & \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}} \end{bmatrix}. \quad (12)$$

C. Алгоритм комплексной обработки навигационной информации

Алгоритм комплексной обработки реализует пространственно-временное согласование через несколько шагов:

1. На первом шаге происходит инициализация матриц нелинейного фильтра Калмана.
2. При первом измерении инициализируется вектор состояния и матрица ковариации с учетом пространственного согласования камеры и лида.
3. Для прогноза состояния вычисляется истекшее время, которое используется для вычисления матриц F и Q .
4. Делается прогноз состояния x, P .
5. Если сигнал поступает от камеры, настраиваются матрицы H и R для камеры и обновляется вектор состояния z с новыми измерениями.
6. Если сигнал поступает от лида, производится линейаризация функции измерения $h(x')$ с учетом (12).
7. Настраиваются матрицы H и R для лида и обновляется вектор состояния z с новыми измерениями.

D. Оценка алгоритма

Алгоритм комплексной обработки навигационной информации оцениваем в два этапа:

- на первом получаем координаты реальной траектории движения объекта из видео, записанной через камеру, путем применения к изображениям матрицы трансформации и генерации «вида сверху»;
- на втором шаге рассчитываем среднеквадратическую ошибку по следующей формуле:

$$\sigma_{\text{алг.}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{t=1}^n (x_t^{\text{оценка}} - x_t^{\text{реал}})^2}. \quad (13)$$

V. РЕЗУЛЬТАТЫ

Для апробации алгоритма комплексной обработки навигационной информации был собран испытательный стенд. Он состоит из лида 2D HOKUYO UST-10LX, монокамеры IDS и графической платы Jetson TX-1.

На этапе геометрического выравнивания были получены следующие параметры:

$$\Delta x = 0.151 \text{ м.}; \Delta y = 0.015 \text{ м.}$$

Оценка алгоритма комплексной обработки производилась для двух моделей поведения движущегося объекта и представлена в табл. 1.

Таблица 1. Результаты оценки алгоритма

СКО, $\sigma_{\text{алг}}$	Модель траектории движения объекта	
	Линейная траектория с постоянной скоростью	Криволинейная траектория с постоянной угловой скоростью и постоянной амплитудой скорости
x, м	0,0017	0,0061
y, м	0,0064	0,0103

Полученные в ходе сопровождения подвижного объекта результаты комплексной обработки навигационной информации представлены на рис. 2.

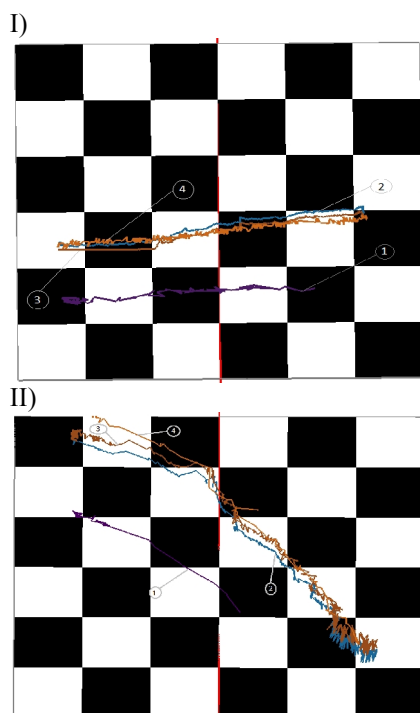


Рис. 2. Отображение навигационной информации системы пространственного слежения. 1 – информация с камеры, 2 – с лидара, 3 – оценка состояния, 4 – реальная траектория (I – модель с постоянной скоростью, II – модель с постоянной угловой и линейной скоростью)

VI. Выводы

Из рис. 2 следует вывод: измеренные монокамерой координаты траектории движущегося объекта являются грубыми. Однако использование дополнительного измерителя (лидара) и применение комплексной обработки избыточной навигационной информации повышает точность сопровождения подвижных объектов. Причем для модели с линейной траекторией и постоянной скоростью по $x=0,0017$ м, $y=0,0064$ м, а для криволинейной траектории с постоянной угловой скоростью $x=0,0061$ м, $y=0,0103$ м.

Алгоритм комплексной обработки избыточной навигационной информации реализован в виде приложения на языке C++ с применением библиотеки компьютерного зрения OpenCV. Однако для создания аппаратно-программного комплекса требуется внедрения карты местности вместо шахматной доски и применения инерциально-навигационной системы для составления модели движения экспериментального стенда.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ МД-2102.2019.9.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Rasshofer, R.H., Spies, M., Spies, H., Influences of weather phenomena on automotive laser radar systems, *Advances in Radio Science*, 2011, vol. 9, Jul., pp. 49–60.
- [2] Хуттенен В., Пише Р. Гироскоп на основе монокулярной камеры // Гироскопия и навигация. 2012. №2 (77). С. 69–81.
- [3] Давидсон П., Раунио Ю.П., Пише Р. Оценка дальности на основе монокулярного зрения и проприоцептивного движения // Гироскопия и навигация. 2016. №4 (95). С. 98–111.
- [4] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.1. Введение в теорию оценивания. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2017. 509 с.
- [5] Lahat, D., Adali, T., Jutten, C., Multimodal data fusion: an overview of methods, challenges, and prospects, *Proceedings of the IEEE*, 2015, vol. 103, № 9, pp. 1449–1477.
- [6] Mastin, A., Kepner, J., Fisher, J., Automatic registration of LIDAR and optical images of urban scenes, *Computer Vision and Pattern Recognition*, 2009, pp. 2639–2646.
- [7] Li, J., Fusion of LiDAR 3D points cloud with 2D digital camera image. Oakland University, 2015.
- [8] Lipu, Z., A new minimal solution for the extrinsic calibration of a 2D LIDAR and a camera using three plane-line correspondences, *IEEE Sensors Journal*, 2014, vol. 14, №2, pp. 442–454.

Интегрированная навигационная система с двухантенным ГНСС-приемником и микромеханическим инерциальным измерительным модулем, встроенным в одну из ГНСС-антенн*

Николай Василук, Михаил Воробьев, Дмитрий Токарев
Топкон Позиционинг Системс
Москва, Россия

Аннотация — Рассмотрена интегрированная система для определения позиции, скорости и пространственной ориентации транспортного средства. Система состоит из двухантенного ГНСС-приемника и микроэлектромеханического инерциального измерительного модуля, размещенного внутри одной из антенн вблизи её фазового центра. Двухантенный ГНСС приемник позволяет измерять только два угла ориентации из трех. Эти углы вычисляются из дробных частей полных фаз несущего сигнала, без разрешения целочисленных неоднозначностей. Инерциальные измерения, полученные модулем в антенне, передаются в приёмник по радиочастотному антенному кабелю, совместно с сигналом ГНСС, принятым этой же антенной. Инерциальные измерения комплексировуются с ГНСС-измерениями позиции, скорости и двух углов ориентации при помощи расширенного фильтра Калмана по схеме «слабого связывания». Описаны принципы работы отдельных компонент интегрированной системы и представлены результаты её экспериментальной обработки.

Ключевые слова — ГНСС-компас, комплексирование, инерциально-спутниковая система, многоантенный ГНСС-приемник

1. ВВЕДЕНИЕ

Для определения угла курса транспортного средства (ТС) при помощи приемника сигналов ГНСС нужно использовать, как минимум, две ГНСС-антенны жестко закрепленные на его кузове. Система, состоящая из двух антенн, позволяет измерять только два угла ориентации ТС из трех. Эти углы совпадают с угловыми координатами базовой линии, проходящей через фазовые центры (ФЦ) обеих антенн. Третий угол – угол поворота ТС вокруг базовой линии, в двухантенной системе не измеряется. Получить значение третьего угла можно, либо используя третью антенну [1], либо за счет включения в состав системы инерциального измерительного модуля (ИИМ). Также, наличие ИИМ позволяет экстраполировать оценку позиции, скорости и ориентации ТС в случае кратковременных пропаданий сигнала ГНСС.

Определение угловых координат базовой линии в двухантенном ГНСС-приемнике основано на когерентной обработке ГНСС-сигналов, одновременно принятых обоими антеннами. Для обеспечения возможности когерентной обработки, приём сигналов от обеих антенн внутри двухантенного приемника должен выполняться одинаковыми радиочастотными трактами. Все радиочастотные преобразования сигналов в радиочастотных трактах, демодуляция и последующая цифровая обработка демодулированных сигналов должны синхронизироваться от общего тактового генератора. В этом случае измерения параметров (амплитуд, полных фаз несущей, времени приёма) всех ГНСС-сигналов, принимаемых обоими антеннами, выполняется в единой шкале времени. Указанные технические требования полностью реализованы в OEM-плате двухантенного ГНСС приемника Topcon B210 [2], показанной на рис. 1.

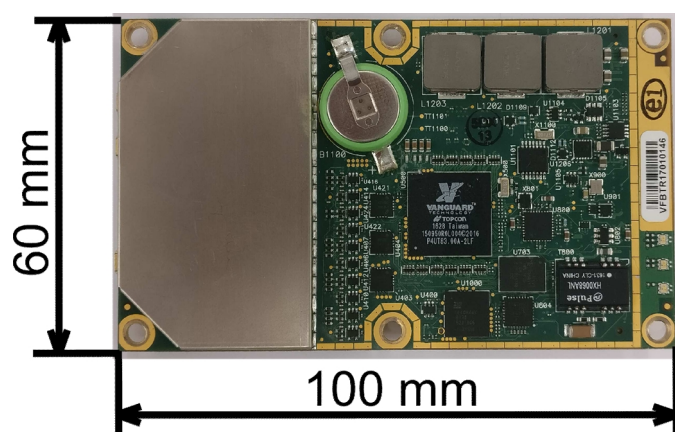


Рис. 1. OEM-плата двухантенного ГНСС-приемника Topcon B210

В случае определения ориентации ТС, когерентная обработка состоит в определении разностей полных фаз несущей частоты между ГНСС-сигналами, принятыми обоими антеннами в один и тот же момент времени. Для этого одна из антенн назначается главной, а вторая – вспомогательной. Вектор, начало которого лежит в ФЦ главной

антенны, а конец – в ФЦ вспомогательной антенны, называется базовым вектором. Поскольку первичные фазовые измерения формируются из одних и тех же сигналов, принимаемых близко расположенными антеннами, для их обработки не требуется никаких дополнительных корректирующих поправок. Все измеренные разности фаз собираются в общий вектор наблюдения, из которого итерационным методом наименьших квадратов (МНК) вычисляются угловые координаты базового вектора относительно локального сопровождающего трехгранника, построенного на плоскости местного горизонта и направлении местной вертикали. При горизонтальном размещении антенн, эти угловые координаты всегда содержат информацию об угле курса ТС. Второй определяемый угол – угол крена или угол тангажа, зависит от ориентации базового вектора относительно ТС.

При использовании ИИМ совместно с ГНСС-приемником необходимо обеспечить постоянство заранее заданных координат ФЦ обеих антенн относительно ИИМ. Эта задача сильно упрощается, если ИИМ разместить внутри антенны, которая назначена главной, вблизи ее ФЦ. В этом случае должна быть обеспечена только неизменная ориентация базового вектора (известной длины) относительно измерительных осей ИИМ, которая калибруется после установки пары антенн на ТС. Для упрощения кабельной структуры системы, измерения от ИИМ, встроенного в антенну, передаются непосредственно в ГНСС-приемник по радиочастотному кабелю совместно с ГНСС-сигналом, принятым этой же антенной. Для передачи цифровой информации от ИИМ по кабелю используется частотная манипуляция низкочастотной несущей, что позволяет разделить сигналы от ИИМ и ГНСС по частоте и исключить их взаимное искажение. Такое решение позволяет устанавливать новые антенны со встроенным ИИМ на ТС с двухантенными ГНСС-датчиками курса без изменения уже существующей кабельной инфраструктуры.

Комплексирование измерений ГНСС и ИИМ, встроенного в главную антенну, выполняется при помощи расширенного фильтра Калмана (РФК) по схеме «слабого связывания». Вектор состояния РФК содержит шестнадцать параметров – четыре коэффициента кватерниона ориентации ТС, три компоненты вектора скорости, три пространственных координаты и шесть оценок смещений нулей датчиков ИИМ – три для гироскопов и три для акселерометров. Вектор наблюдения РФК содержит восемь параметров – три пространственных координаты и три компоненты вектора скорости ФЦ главной антенны и два угла ориентации базового вектора.

II. ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ

Для большинства практических применений микромеханических ИИМ на наземных ТС достаточно иметь ширину полосы каждого датчика ИИМ не более 500 Гц и частоту опроса его измерений не более 2 кГц. Выходными данными ИИМ являются три компоненты вектора угловой скорости и три компоненты вектора кажущегося ускорения (шесть чисел). Одномоментный набор измерений от всех датчиков ИИМ занимает не более $2 \times 3 \times 4 = 24$ -х байт, даже если все измерения представлены в формате с плавающей точкой одинарной точности, что заведомо избыточ-

но для первичных измерений. При передаче измерений через универсальный асинхронный передатчик (УАПП), каждый байт данных передается в виде последовательности из 10 бит: старт-бит, 8 бит данных, стоп-бит. Таким образом, скорость передачи данных по антенному кабелю должна быть не менее $10 \text{ бит} \times 24 \text{ байта} \times 2 \text{ кГц} = 480 \text{ кбит/сек}$. Для передачи цифровой информации по антенному кабелю, последовательный битовый поток преобразуется в аналоговый частотно-манипулированный (ЧМП) сигнал. В таком сигнале логический ноль модулируется одним периодом частоты 0,5 МГц, а логическая единица – двумя периодами частоты 1 МГц. Фазы манипулируемых частот назначаются так, чтобы на границах битовых интервалов не было разрыва в амплитуде ЧМП-сигнала, за счет чего заметно уменьшается мощность боковых лепестков в его спектре. Рабочий диапазон частот ЧМП-сигнала составляет 250 – 1250 кГц.

Активная ГНСС-антенна представляет собой единую механическую конструкцию, заключенную в герметичный корпус, которая включает в себя малошумящий усилитель (МШУ) и собственно антенный элемент, принимающий ГНСС-сигнал. Антенна подключается к ГНСС-приемнику по единственному радиочастотному кабелю. Этот кабель используется для питания МШУ от ГНСС-приемника и для передачи ГНСС-сигнала, принятого антенным элементом, от антенны к приемнику. Если разместить ИИМ и модулятор/демодулятор ЧМП-сигнала (ЧМП-модем) внутри антенны, то они могут получать питание параллельно с МШУ, а ЧМП-модем сможет передавать и принимать данные по радиочастотному кабелю. Для приема ЧМП-сигнала на стороне приемника необходимо разместить другой ЧМП-модем, включенный между разъемом для подключения внешней антенны и внутренним радиочастотным входом платы приемника, как это показано на рис. 2.

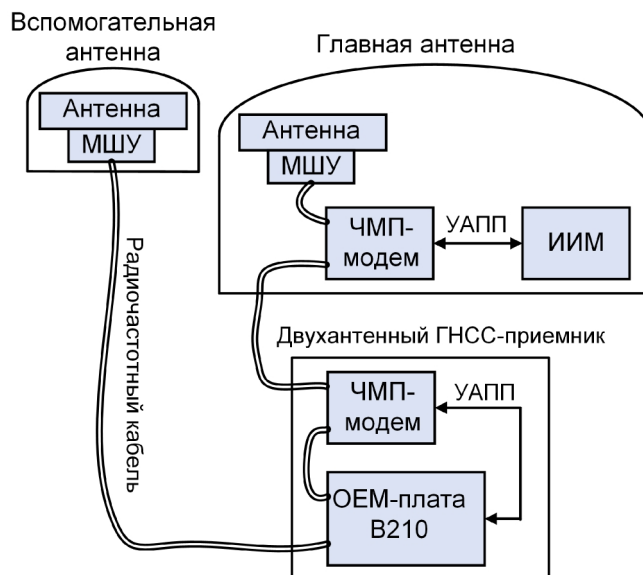


Рис. 2. Схема подключения антенн к двухантенному ГНСС-приемнику

Спектр напряжения питания антенны (около 0 Гц), спектр ЧМП-сигнала (250 – 1250 кГц) и спектр ГНСС-сигнала (1,2 – 1,5 ГГц) разделены по частоте, поэтому они

могут существовать в антенном кабеле одновременно и разделяются методами классической радиотехники без взаимных искажений. Активную антенну, содержащую ИИМ и ЧМП-модем для передачи измерений по антенному кабелю, будем называть интегрированной антенной.

Использование пары одинаковых ЧМП-модемов позволяет создать симплексный канал для двустороннего обмена данными между ГНСС-приёмником и микропроцессором ИИМ, встроенного в интегрированную антенну. В этом канале большую часть времени данные передаются от антенны в приёмник. Передача данных от приёмника в антенну выполняется эпизодически, для изменения каких-либо настроек или для передачи команд управления в ИИМ. Встроенный ИИМ также содержит модуль энергонезависимой памяти, в котором хранятся различные конфигурационные параметры, такие как смещения нулей инерциальных датчиков, угловые координаты базового вектора относительно измерительного базиса ИИМ, координаты смещения ФЦ антенны относительно ИИМ и т.д. Детальное описание возможных реализаций и применений интегрированной антенны приведено в [3].

III. КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ И ГНСС-ИЗМЕРЕНИЙ

Комплексирование ГНСС и инерциальных измерений, получаемых от интегрированной антенны, выполняется на основе РФК в соответствии с хорошо известным подходом «слабого связывания». Этот подход достаточно подробно описан литературе, например [4, 5], поэтому далее рассматриваются только детали синтеза РФК, характерные для двухантенной системы. Предлагаемая реализация РФК использует кватернионное представление ориентации ТС [6], а ошибки ориентации учитываются в виде мультипликативного кватерниона ошибки [7].

При использовании интегрированной антенны в двухантенной системе, эта антенна назначается главной (master), другая антенна – вспомогательной (slave). Главная антенна используется для получения ГНСС-измерений позиции $\hat{\mathbf{r}}_{ANT}$ и скорости $\hat{\mathbf{v}}_{ANT}$ ТС. Двухантенная система измеряет угловые координаты базового вектора относительно локального сопровождающего трехгранника East-North-Up (ENU):

- ξ – угол места, угол между базовым вектором и его ортогональной проекцией на плоскость местного горизонта. Угол считается положительным, если базовый вектор направлен вверх, отрицательным – если направлен вниз;
- α – угол азимута, угол между направлением на Северный географический полюс и ортогональной проекцией базового вектора на плоскость местного горизонта. Положительное направление угла отсчитывается по часовой стрелке.

Введем связанную систему координат ТС или Body Frame (BF) следующим образом: ось y_{BF} параллельна продольной оси ТС и направлена от задней части кузова к передней. Ось z_{BF} перпендикулярна y_{BF} и направлена

от нижней части ТС к верхней. Ось x_{BF} систему осей до правого ортогонального трехгранника и лежит в горизонтальной плоскости ТС. Для упрощения синтеза РФК будем предполагать, что начала координат BF и измерительного базиса ИИМ совпадают, а их одноименные оси сонаправлены.

A. Угловые измерения в двухантенном приемнике

Начало и конец базового вектора жестко связаны с кузовом ТС, поэтому его координаты $\mathbf{d}_{BF} = D\mathbf{u}_{BF}$ относительно BF постоянны. Здесь D – длина базового вектора (расстояние между антеннами); $\mathbf{u}_{BF}$ – постоянный направляющий вектор единичной длины. Проекция базового вектора на ENU выражаются через его угловые координаты $\mathbf{d}_{ENU} = D\mathbf{u}_{ENU}$, где: $\mathbf{u}_{ENU} = [s_\alpha c_\xi \quad c_\alpha c_\xi \quad s_\xi]^T$ – компоненты направляющего вектора в ENU; $s_x = \sin x$, $c_x = \cos x$, $x = \alpha, \xi$.

Обозначим ψ_i , β_i – азимут и угол места навигационного космического аппарата (КА_{*i*}) или Space Vehicle (SV_{*i*}) с номером $i=1 \dots K$, наблюдаемого из мгновенного местоположения главной антенны, где K – количество КА, сигналы которых одновременно принимаются обоими антеннами. ENU-компоненты радиус-вектора КА_{*i*}, построенного из ФЦ главной антенны:

$$\mathbf{r}_{ENU}^{SV_i} = R_{Mi} [s_{\psi_i} c_{\beta_i} \quad c_{\psi_i} c_{\beta_i} \quad s_{\beta_i}]^T, \quad (1)$$

где R_{Mi} – расстояние между главной антенной и КА_{*i*}. Измеренные полные фазы ϕ_{Mi} , ϕ_{Si} (в циклах) несущей частоты сигналов, одновременно принимаемых главной и вспомогательной антеннами, соответственно:

$$\begin{aligned} \phi_{Mi} &= \frac{|\mathbf{r}_{ENU}^{SV_i}|}{\lambda} + \phi_i + N_{Mi} + \varepsilon_{Mi}, \\ \phi_{Si} &= \frac{|\mathbf{r}_{ENU}^{SV_i} - \mathbf{d}_{ENU}|}{\lambda} + \phi_i + N_{Si} + \varepsilon_{Si}, \end{aligned} \quad (2)$$

где λ – длина волны несущего сигнала; N_{Mi} , ε_{Mi} , N_{Si} , ε_{Si} – целочисленные неоднозначности и шумовые ошибки в полных фазах для главной и вспомогательной антенн, принимающих сигнал от КА_{*i*}; ϕ_i – смещения часов и другие не шумовые случайные ошибки (кроме целочисленных неоднозначностей полных фаз). Для сигналов от обеих антенн эти ошибки совпадают, в силу наличия общего тактового генератора и синхронной работы обоих радиочастотных трактов навигационного приёмника.

Первая разность полных фаз $\Delta\phi_i = \phi_{Mi} - \phi_{Si}$ несущей между сигналами, принятыми от КА_{*i*}:

$$\Delta\phi_i \approx \frac{\mathbf{r}_{ENU}^{SV_i} \cdot \mathbf{d}_{ENU}}{\lambda} + \Delta N_i + \Delta\varepsilon_i, \quad (3)$$

где $\Delta N_i = N_{Mi} - N_{Si}$, $\Delta \varepsilon_i = \varepsilon_{Mi} - \varepsilon_{Si}$. Это соотношение позволяет записать переопределенную систему нелинейных уравнений для оценки α и ξ по всем значениям первых разностей, полученных от всех K видимых КА:

$$\begin{cases} \Delta \varphi_1 - \Delta N_1 - \Delta \varepsilon_1 = \frac{D}{\lambda} (s_{\psi_1} c_{\beta_1} s_{\alpha} c_{\xi} + c_{\psi_1} c_{\beta_1} c_{\alpha} c_{\xi} + s_{\psi_1} s_{\xi}) \\ \vdots \\ \Delta \varphi_K - \Delta N_K - \Delta \varepsilon_K = \frac{D}{\lambda} (s_{\psi_K} c_{\beta_K} s_{\alpha} c_{\xi} + c_{\psi_K} c_{\beta_K} c_{\alpha} c_{\xi} + s_{\psi_K} s_{\xi}) \end{cases}.$$

Эту систему уравнений удобно записывать в векторной форме

$$\Delta \Phi - \Delta N - \Delta \varepsilon = \mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi) \quad (4)$$

где $\Delta \Phi = [\Delta \varphi_1 \dots \Delta \varphi_K]^T$ – вектор измеренных первых разностей полных фаз; $\psi = [\psi_1 \dots \psi_K]^T$, $\beta = [\beta_1 \dots \beta_K]^T$ – азимуты и углы места видимых КА; $\Delta N, \Delta \varepsilon$ – векторы разностей неоднозначностей и шумов измерения.

В известных методах [1, 8] определения угловых координат базового вектора, сначала, при помощи специальных алгоритмов, определяются все значения целочисленных неоднозначности, входящих в вектор ΔN в левой части (4). Затем найденные значения неоднозначностей вычитаются из первых разностей. Обозначим $\Delta \Phi_C = \Delta \Phi - \Delta N$ – вектор первых разностей с откорректированными неоднозначностями. Оценки $\hat{\alpha}$, $\hat{\xi}$ угловых координат базового вектора определяются как значения, сообщающие максимум логарифмической функции правдоподобия

$$L_{FU} = -0,5[\Delta \Phi_C - \mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi)]^T \mathbf{R}_{\Delta \varepsilon}^{-1} [\Delta \Phi_C - \mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi)],$$

или минимум целевой функции $-L_{FU}$, где $\mathbf{R}_{\Delta \varepsilon} = \text{cov}\{\Delta \varepsilon\}$ – ковариационная матрица вектора $\Delta \varepsilon$. Функция L_{FU} имеет единственный экстремум (рис. 3) и при разумных ограничениях на ошибку начального приближения, итерационная процедура поиска этого экстремума всегда сходится к нужному значению.

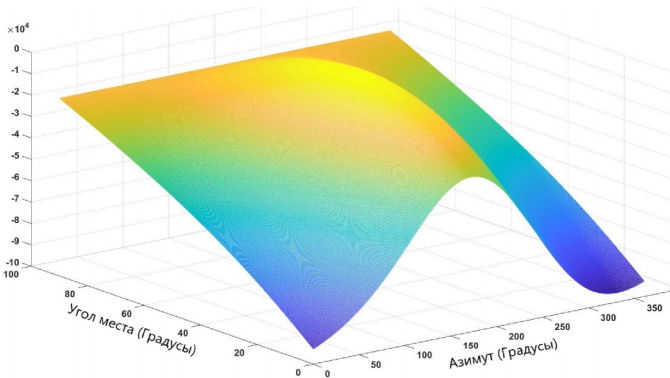


Рис. 3. Форма логарифмической функции правдоподобия для первых разностей с коррекцией неоднозначностей

Процедуру разрешения целочисленных неоднозначностей можно исключить, если заменить в (4) полные первые разности полных фаз их дробными частями $\hat{\Delta \Phi} = \Delta \Phi - \text{round}\{\Delta \Phi\}$. В этом случае переписутся система уравнений (4):

$$\hat{\Delta \Phi} + \text{round}\{\mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi)\} = \mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi) \quad (5)$$

и функция правдоподобия

$$L_{FR} = -\mathbf{q}^T \mathbf{R}_{\Delta \varepsilon}^{-1} \mathbf{q},$$

$$\mathbf{q} = \hat{\Delta \Phi} - [\mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi) - \text{round}\{\mathbf{f}(\psi, \beta, \alpha, \xi)\}].$$

Функция L_{FR} имеет множество однотипных экстремумов (рис. 4). Только один из этих экстремумов истинный (ему соответствуют истинные значения углов α, ξ), все остальные экстремумы – ложные. Область начального приближения итерационного алгоритма для этой функции правдоподобия достаточно мала – порядка 5° . Выбор начального приближения за пределами этой области приводит к тому, что алгоритм поиска максимума сходится к ложному экстремуму.

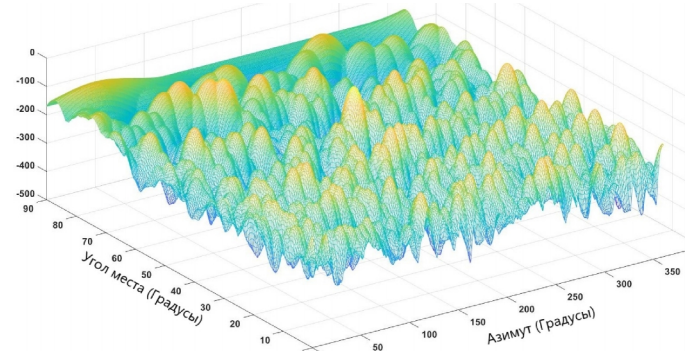


Рис. 4. Форма логарифмической функции правдоподобия для дробных частей первых разностей

Двухантенный приемник, описанный выше, выполняет одновременные измерения дробных частей первых разностей $\hat{\Delta \varphi}_1, \hat{\Delta \varphi}_2, \dots, \hat{\Delta \varphi}_N$, стоящих в левой части (5). Приемник также определяет угловые координаты всех КА для каждой эпохи, в которую были выполнены фазовые измерения. Значение D устанавливается при монтаже двухантенной системы на ТС. Таким образом, (5) можно разрешить для α и ξ нелинейным МНК при помощи хорошо известного итерационного алгоритма Ньютона-Гаусса.

Невязки $\delta \alpha$, $\delta \xi$ после последней итерации алгоритма Ньютона-Гаусса можно записать в виде

$$\hat{\Delta \Phi} + \text{round}\{\mathbf{f}(\psi, \beta, \hat{\alpha}, \hat{\xi})\} = \mathbf{f}(\psi, \beta, \hat{\alpha}, \hat{\xi}) + \mathbf{H}_{\alpha \xi} \begin{bmatrix} \delta \alpha \\ \delta \xi \end{bmatrix},$$

где $\hat{\alpha}, \hat{\xi}$ – оценки угловых координат, полученные после последней итерации; $\mathbf{H}_{\alpha\xi} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{f}(\boldsymbol{\psi}, \boldsymbol{\beta}, \hat{\alpha}, \hat{\xi})}{\partial \alpha} & \frac{\partial \mathbf{f}(\boldsymbol{\psi}, \boldsymbol{\beta}, \hat{\alpha}, \hat{\xi})}{\partial \xi} \end{bmatrix}$ – матрица Якоби. Вычислительными ошибками после последней итерации можно пренебречь и считать, что оставшиеся невязки возникли вследствие случайного шума с ковариацией $\mathbf{R}_{\Delta\epsilon}$. Для инженерных расчётов этот шум можно считать независимым аддитивным гауссовым шумом. То есть матрица $\mathbf{R}_{\Delta\epsilon}$ считается диагональной с диагональными элементами

$$\sigma_{SV_i}^2 = \begin{cases} \sigma_0^2, & \beta_i > 30^\circ \\ \sigma_0^2 + \sigma_{MP}^2 \cos^4(3\beta_i), & 0^\circ < \beta_i < 30^\circ \end{cases},$$

где σ_0^2 – дисперсия теплового шума в первых разностях фазовых измерений; σ_{MP}^2 – дисперсия многолучевой ошибки, при углах места КА, близких к горизонту. Типичные значения этих параметров для двухантенного приемника [2], рассматриваемого в этой работе, составляют $\sigma_0 = 0,05$ и $\sigma_{MP} = 0,1$ циклов. Ковариационная матрица оценок $\hat{\alpha}, \hat{\xi}$ угловых координат базового вектора записывается в стандартной МНК-форме $\mathbf{R}_{\alpha\xi} = (\mathbf{H}_{\alpha\xi}^T \mathbf{R}_{\Delta\epsilon}^{-1} \mathbf{H}_{\alpha\xi})^{-1}$. Эмпирическая формула для оценки среднеквадратичного отклонения (СКО) шумоподобной ошибки угла курса, измеренного в соответствии с вышеописанным алгоритмом, имеет вид:

$$\text{СКО} = 0,1^\circ / (\text{длина базового вектора, м}).$$

В. Матрица наблюдения для угловых измерений

Кватернион Q_{ENU} ориентации ENU относительно геоцентрической системы координат (Earth Centered Earth Fixed, ECEF) вычисляется из географических координат ТС, измеренных главной антенной. Истинную ориентацию ТС относительно ENU можно описать кватернионом $Q_{LOC}^{TRU} = \tilde{Q}_{ENU} \circ Q^{TRU}$, где знак “ $\circ$ ” означает комплексное сопряжение кватерниона; Q^{TRU} – кватернион истинной ориентации ТС относительно ECEF. Кватернион Q ориентации ТС относительно ECEF, оцениваемый в РФК, содержит малую ошибку определения ориентации, которая описывается в виде кватерниона ошибки [7] $\delta Q = 1 + 0,5\boldsymbol{\theta}$, где $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1 \ \theta_2 \ \theta_3]^T$ – вектор малого поворота: $Q^{TRU} = Q \circ \delta Q = Q \circ (1 + 0,5\boldsymbol{\theta})$. Таким образом $Q_{LOC}^{TRU} = Q_{LOC} \circ \delta Q$, где $Q_{LOC} = \tilde{Q}_{ENU} \circ Q$ – оценка кватерниона ориентации ТС относительно ENU, рассчитанная из оценки Q РФК. Истинные координаты единичного направления базового вектора в ENU:

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_{ENU}^{TRU} &= Q_{LOC}^{TRU} \circ \mathbf{u}_{BF} \circ \tilde{Q}_{LOC}^{TRU} = \\ &= Q_{LOC} \circ \delta Q \circ \mathbf{u}_{BF} \circ \delta \tilde{Q} \circ \tilde{Q}_{LOC} = \\ &= \mathbf{u}_{ENU} - \mathbf{S}_{ENU}^{BF} [\mathbf{u}_{BF} \times] \boldsymbol{\theta}, \\ \mathbf{u}_{ENU} &= Q_{LOC} \circ \mathbf{u}_{BF} \circ \tilde{Q}_{LOC}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\mathbf{u}_{ENU} = [u_{xENU} \ u_{yENU} \ u_{zENU}]^T$ – РФК-оценка единичного направления базового вектора; $\mathbf{S}_{ENU}^{BF}$ – ортогональная матрица преобразования из BF в ENU, выраженная через компоненты Q_{LOC} . Здесь и далее используется обозначение $[\mathbf{a} \times]$ для матрицы векторного произведения: $[\mathbf{a} \times] \mathbf{b} \triangleq \mathbf{a} \times \mathbf{b}$, $\mathbf{a}, \mathbf{b}$ – произвольные трехкомпонентные вектор-столбцы. Выразим вектор ошибки $\delta \mathbf{u}_{ENU}$ единичного направления через компоненты вектора $\boldsymbol{\theta}$ ошибки ориентации ТС:

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{u}_{ENU} &= [\delta u_{xENU} \ \delta u_{yENU} \ \delta u_{zENU}]^T = \\ &= \mathbf{u}_{ENU}^{TRU} - \mathbf{u}_{ENU} = -\mathbf{S}_{ENU}^{BF} [\mathbf{u}_{BF} \times] \boldsymbol{\theta} \end{aligned} \quad (7)$$

РФК-оценки угловых координат базового вектора выражаются через оценки координат единичного направления:

$$\alpha = \begin{cases} \arccos \frac{u_{yENU}}{\sqrt{u_{xENU}^2 + u_{zENU}^2}}, & u_{xENU} \geq 0 \\ 2\pi - \arccos \frac{u_{yENU}}{\sqrt{u_{xENU}^2 + u_{zENU}^2}}, & u_{xENU} < 0 \end{cases} \quad (8)$$

$$\xi = \arcsin u_{zENU} \quad (9)$$

Истинные значения угловых координат записываются в виде $\alpha^{TRU} = \alpha + \delta\alpha$, $\xi = \xi^{TRU} + \delta\xi$, где $\delta\alpha$, $\delta\xi$ – ошибки оценивания угловых координат. Для истинных значений углов справедливы тригонометрические соотношения:

$$\sin \xi^{TRU} = \sin \xi + \delta\xi \cos \xi = u_{zENU} + \delta u_{zENU}, \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \cos \alpha^{TRU} &= \cos \alpha - \delta\alpha \sin \alpha = \cos \alpha + \\ &+ \sin \alpha \left(\frac{\sin \alpha}{\cos \xi} \delta u_{yENU} - \frac{\cos \alpha}{\cos \xi} \delta u_{xENU} \right). \end{aligned} \quad (11)$$

Из (10) и (11) можно выразить ошибки $\delta\alpha$ и $\delta\xi$ через компоненты вектора $\delta \mathbf{u}_{ENU}$:

$$\begin{bmatrix} \delta\alpha \\ \delta\xi \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \xi} \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \delta \mathbf{u}_{ENU}. \quad (12)$$

После подстановки (7) в (12) получаем матрицу наблюдения для измерений угловых координат базового вектора:

$$\mathbf{H}_0 = -\frac{1}{\cos \xi} \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{S}_{ENU}^{BF} [\mathbf{u}_{BF} \times]$$

и выражение для ошибок угловых координат через ошибки определения ориентации ТС:

$$[\delta \alpha \quad \delta \xi]^T = \mathbf{H}_0 \boldsymbol{\theta}.$$

С. Описание РФК для «слабого связывания»

Вектор состояния нелинейного уравнения состояния РФК:

$$\mathbf{x} = [Q^T \quad \mathbf{b}_G^T \quad \mathbf{v}^T \quad \mathbf{b}_A^T \quad \mathbf{r}^T]^T, \quad (13)$$

где $\mathbf{b}_X = [b_{xX} \quad b_{yX} \quad b_{zX}]^T$ – вектор смещений нулей гироскопов ($X=G$) и акселерометров ($X=A$); $\mathbf{r}$, $\mathbf{v}$ – позиция и скорость ТС относительно ECEF. Вектор ошибок РФК получается вариацией (13):

$$\delta \mathbf{x} = [\boldsymbol{\theta}^T \quad \delta \mathbf{b}_G^T \quad \delta \mathbf{v}^T \quad \delta \mathbf{b}_A^T \quad \delta \mathbf{r}^T]^T. \quad (14)$$

Вектор наблюдения РФК: $\mathbf{z} = [\hat{\mathbf{r}}_{ANT}^T \quad \hat{\mathbf{v}}_{ANT}^T \quad \hat{\alpha} \quad \hat{\xi}]^T$, где $\hat{\mathbf{r}}_{ANT}^T$, $\hat{\mathbf{v}}_{ANT}^T$ – ГНСС измерения позиции и скорости главной антенны; $\hat{\alpha}$, $\hat{\xi}$ – угловые измерения двухантенно-го приемника.

Матрица наблюдения РФК для вектора ошибок (14) и вектора наблюдения $\mathbf{z}$:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{\delta \mathbf{r}} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{H}_{\delta \mathbf{v} \delta \mathbf{r}} & \mathbf{H}_{\delta \mathbf{v}} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{H}_0 & \mathbf{O}_{2 \times 3} & \mathbf{O}_{2 \times 3} & \mathbf{O}_{2 \times 3} & \mathbf{O}_{2 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где $\mathbf{H}_{\delta \mathbf{r}} = -\mathbf{S}_{ECEF}^{BF} [\mathbf{I} \times]$ – матрица наблюдения за ошибками позиции ТС; $\mathbf{H}_{\delta \mathbf{v} \delta \mathbf{r}} = -\mathbf{S}_{ECEF}^{BF} [(\mathbf{I} \times \boldsymbol{\omega}) \times]$ – перекрестная матрица наблюдения за ошибками позиции в измерениях скорости ТС; $\mathbf{H}_{\delta \mathbf{v}} = \mathbf{S}_{ECEF}^{BF} [\mathbf{I} \times]$ – матрица наблюдения за ошибками скорости; $\mathbf{S}_{ECEF}^{BF}$ – матрица преобразования компонент вектора из BF в ECEF, выраженная через коэффициенты кватерниона Q ; $\boldsymbol{\omega}$ – компоненты вектора угловой скорости ТС относительно BF; $\mathbf{I}$ – вектор смещения ФЦ главной антенны относительно ИИМ; $\mathbf{O}_{m \times n}$ – матрица нулей с m строк и n столбцов; $\mathbf{I}_n$ – единичная матрица размера $n \times n$. Первая и вторая блочные строки (15) соответствуют измерениям позиции и скорости главной антенны, соответственно. Третья блочная строка (15) специфична для двухантенной системы и соответствует измерениям угловых координат базового вектора.

Все вычислительные этапы РФК – стандартные [6], специфическую форму имеет только нелинейная функция $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ наблюдения в формуле апостериорной коррекции вектора состояния в момент дискретного времени k :

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_k^p &= \mathbf{x}_k^a + \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\mathbf{x}_k^a)], \\ \mathbf{h}(\mathbf{x}_k^a) &= [(\mathbf{r}_k^a)^T \quad (\mathbf{v}_k^a)^T \quad \alpha(\mathbf{x}_k^a) \quad \xi(\mathbf{x}_k^a)]^T, \end{aligned}$$

где $\mathbf{x}_k^p$, $\mathbf{x}_k^a$ – апостериорная и априорная оценки вектора состояния РФК в момент времени k ; $\mathbf{z}_k$ – вектор наблюдения; $\mathbf{K}_k$ – коэффициент усиления РФК; $\mathbf{r}_k^a$, $\mathbf{v}_k^a$ – априорные оценки позиции и скорости ТС, извлеченные из $\mathbf{x}_k^a$. Значения $\alpha(\mathbf{x}_k^a)$ и $\xi(\mathbf{x}_k^a)$ вычисляются подстановкой в (8) и (9) компонент вектора $\mathbf{u}_{ENU}$, рассчитанного из $\mathbf{x}_k^a$ согласно (6).

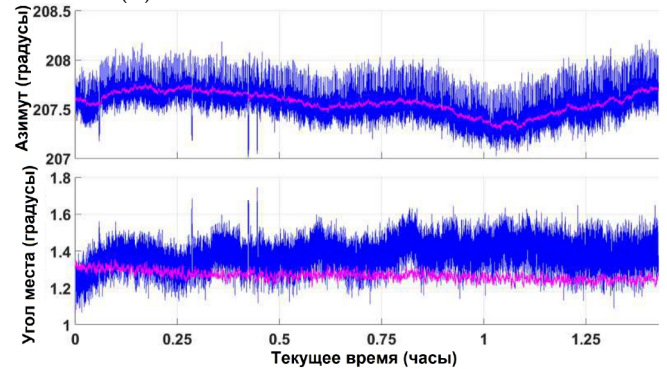


Рис. 5. Азимут (верхний график) и угол места (нижний график), полученные во время статических испытаний для базового вектора длиной 50 см. Синий график – угловые измерения ГНСС, пурпурный график – угловые оценки РФК

IV. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Для экспериментов использовались антенны со встроенным ИИМ, изготовленные на базе активной антенны Torcon PG-F1 [9] и ИИМ Invensense MPU9150 [10]. Интегрированная антенна использовалась без заводской калибровки ИИМ. Измерения угловых координат базового вектора и комплексирование инерциальных и ГНСС измерений выполнялись в соответствии с вышеописанными алгоритмами. Здесь представлены два типа экспериментов с двухантенной системой. Первый тип экспериментов – это оценка характеристик системы под открытым небом. Эксперименты первого типа проводились на тележке, двигавшейся по прямолинейному участку длиной кольцевого рельсового пути. Эксперименты второго типа проводились на ТС различного типа в различных условиях. Система устанавливалась на крышу автомобиля для испытаний в городских условиях. Система использовалась для измерения курса кабины экскаватора и для компенсации потерь сигнала ГНСС при подъеме ковша экскаватора. Система устанавливалась на ноже бульдозера для измерения его позиции и ориентации в условиях типичной бульдозерной работы.

А. Оценка характеристик системы

Испытания для оценки характеристик двухантенной системы проводились на прямолинейном участке рельсового пути длиной 120 м под открытым небом. В испытаниях использовались два варианта размещения антенн – с длиной базового вектора 15 см и 50 см. В каждом случае пара антенн устанавливалась на рельсовой тележке и испытания повторялись для каждой длины базового вектора. Первое испытание – статический тест с записью измерений позиции и ориентации в течение 1,5 часов. В течение всего времени статических испытаний приемник работал в режиме RTK. Как показано на рис. 5, в угловых измерениях ГНСС наблюдаются флуктуации с СКО $0,4^\circ$ для угла азимута и $0,2^\circ$ для угла места. Эти флуктуации объясняются медленными изменениями многолучевых возмущений на длительных интервалах наблюдения.

Алгоритм комплексирования показывает некоторое сглаживание RTK-решения, но РФК-оценка позиции изменяется в тех же пределах, что и сырое ГНСС-решение. То есть комплексированное решение имеет ту же самую точность, что и исходное. В экспериментах получено СКО статической позиции 0,15 см в восточном направлении и 0,22 см в северном направлении для обоих использовавшихся длин базовых векторов.

Второй тест состоял из 14-ти однонаправленных проездов тележки вдоль прямолинейного рельсового пути длиной 120 м. Измерения азимута и угла места базового вектора записывались с привязкой к точке пути. Измерения, полученные в совпадающих точках на отдельных траекториях, усреднялись для получения средних углов ориентации базового вектора в каждой точке пути. Средние значения углов вычитались из фактических измерений для получения СКО углов ориентации, измеренных ГНСС и рассчитанных из вектора состояния РФК. Графики центрированных записей азимута и угла места (после вычитания средних значений углов) показаны на рис. 6.

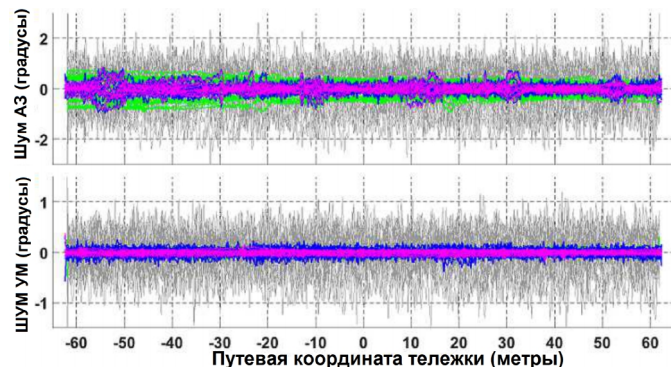


Рис. 6. Ансамбли реализаций измерительного шума для азимута (АЗ, верхний график) и угла места (УМ, нижний график). База 15 см: серый график – ГНСС измерения углов, зеленый график – РФК-оценки углов. База 50 см синий график – ГНСС измерения углов, пурпурный график – РФК-оценки углов

Экспериментальные СКО, рассчитанные из центрированных угловых ГНСС-измерений и для РФК-оценок углов азимута и места (рис. 6), приведены в табл. 1. Строка «Статика» содержит СКО для угловых ГНСС-измерений,

TABLE I. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ СКО ДЛЯ УГЛОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

		Длина базы	
		15 см	50 см
Азимут	Статика	$0,36^\circ$	$0,11^\circ$
	ГНСС	$0,88^\circ$	$0,21^\circ$
	РФК	$0,35^\circ$	$0,18^\circ$
Угол места	Статика	$0,24^\circ$	$0,06^\circ$
	ГНСС	$0,41^\circ$	$0,08^\circ$
	РФК	$0,05^\circ$	$0,05^\circ$

полученных на статической тележке. Строки «ГНСС» и «РФК» содержат СКО для углов, полученных для движущейся тележки из ГНСС-измерений и из вектора состояния РФК, соответственно. Заметное различие в СКО азимута для статического и динамического случаев (например, $0,11^\circ$ и $0,21^\circ$ для длины базы в 50 см) объясняется значительными вибрациями тележки при движении вдоль рельсового пути.

В. Испытания на автомобиле в городских условиях

Для испытаний в городских условиях две антенны были установлены на крыше автомобиля с длиной базового вектора 50 см. Базовый вектор был направлен вдоль поперечной оси автомобиля, азимут (с поправкой на 90°) и угол места базового вектора соответствовали углам курса и крена автомобиля. Режим позиционирования приемника по главной антенне был установлен в RTK. РФК показал хорошее сглаживание ГНСС-измерений ориентации автомобиля и прекрасную экстраполяцию ориентации в случае потери ГНСС-сигнала, как показано на рис. 7. На пути следования автомобиля был участок движения в тоннеле длиной 50 сек. Однако оценки углов курса и крена, полученные в процессе некорректируемой инерциальной навигации, не имеют видимого разрыва в момент восстановления ГНСС-измерений ориентации.

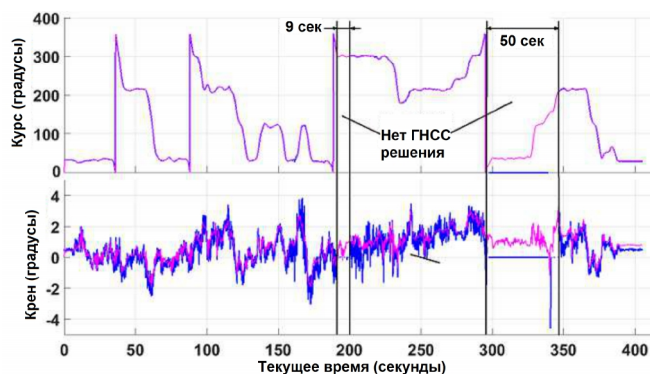


Рис. 7. Курс (верхний график) и крен (нижний график) автомобиля, измеренные в городских условиях. Синий график – ГНСС-измерения углов, пурпурный график – РФК-оценки углов

Рис. 8 показывает РФК-оценки траектории движения автомобиля, которая пролегла точно по середине городского каньона. Все выбросы ГНСС-позиции (до 10 м), связанные с потерями решения RTK и переключениями в решение “stand alone” отфильтровываются в РФК без разрыва в оценке траектории. Настройки режима инерци-

альной навигации РФК установлены так, что фильтр отключает интегрирование позиции и скорости после 30 сек некорректируемой работы (интегрирование ориентации при этом не отключается). Накопленная ошибка инерциальной навигации за 30 сек почти прямолинейного движения составила 10 м. Кроме того, двухантенный приёмник, использующий главную антенну со встроенным ИИМ, показывает хорошее сглаживание оценки скорости в сложных условиях распространения ГНСС-сигнала, как показано на рис. 9.

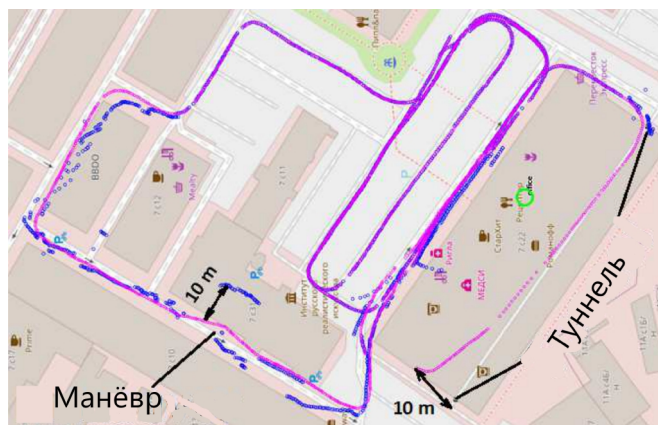


Рис. 8. Проекция городской траектории автомобиля на плоскость местного горизонта. Синий график – измерения ГНСС (RTK, code-diff, stand alone), пурпурный график – позиция РФК

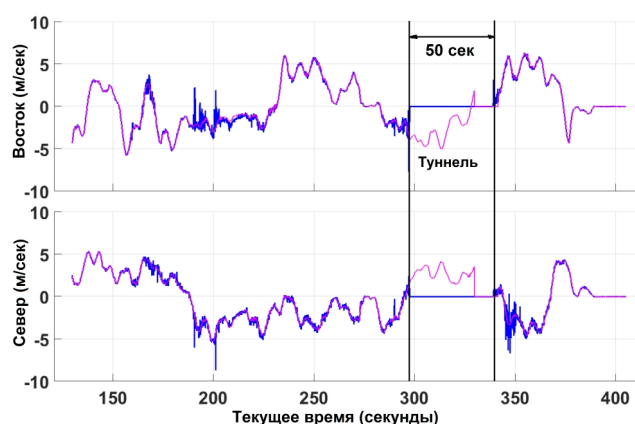


Рис. 9. Восточная (верхний график) и северная (нижний график) компоненты скорости автомобиля, измеренные в городских условиях. Синий график – измерения ГНСС, пурпурный график – оценка РФК

С. Испытания на экскаваторе

Для испытаний на экскаваторе обе антенны были размещены на кабине экскаватора вдоль её поперечной оси, как показано на рис. 10. Длина базового вектора – 50 см, режим позиционирования по главной антенне – RTK. Целью этого испытания было определение точности измерения угла курса и позиции кабины при различной высоте ковша. Когда ковш находится в верхнем положении, он затеняет значительную часть небосвода. В результате уменьшается количество видимых КА и заметно ухудшаются точности ГНСС-измерений углов курса и позиции кабины, как показано на рис. 11 и рис. 12. СКО ГНСС-

измерений курса при размещении ковша в верхнем и нижнем положениях составляют $0,92^\circ$ и $0,37^\circ$. При ухудшении качества ГНСС-измерений (после подъема ковша) использование антенны со встроенным ИИМ позволяет сглаживать «плохие» измерения и экстраполировать отсутствующие измерения в случае потери ГНСС-сигнала.



Рис. 10. Размещение двухантенной системы на кабине экскаватора

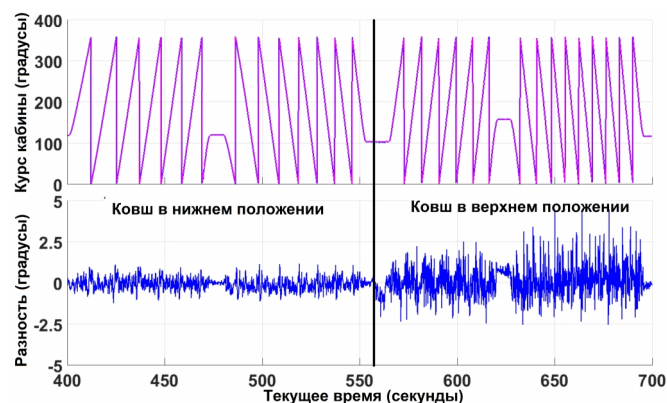


Рис. 11. Измерения курса кабины на вращающемся экскаваторе при различной высоте ковша (верхний график). Разность между ГНСС-измерениями и РФК-оценкой угла курса (нижний график)

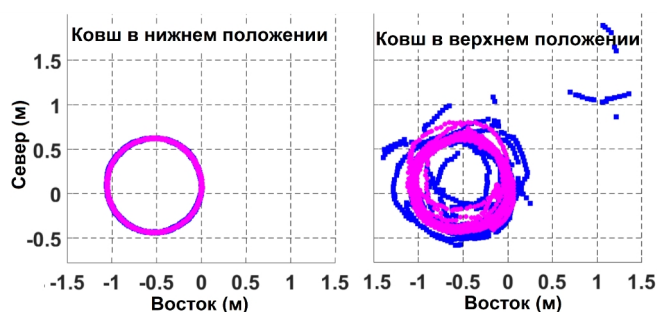


Рис. 12. Измеренная позиция кабины вращающегося экскаватора на плоскости при различной высоте ковша. Синий график – ГНСС измерения, пурпурный график – РФК оценка позиции

D. Испытания на бульдозере

На бульдозере были установлены две пары антенн с сонаправленными базовыми векторами (рис. 13), каждая пара была подключена к собственному двухантенному приемнику. Первая пара с длиной базы 50 см была установлена на крыше кабины вдоль её поперечной оси. Вторая пара с длиной базы 30 см была установлена на мачте, закреплённой на ноже бульдозера. В измерения азимута обоих базовых векторов вносилась поправка $+90^\circ$ для получения угла курса бульдозера. Режимы позиционирования обоих приемников – RTK. Целью испытаний была проверка системы в условиях вибраций и затенений ГНСС-сигнала, возникающих при обычной работе бульдозера.



Рис. 13. Размещение антенных пар на бульдозере

На рис. 14 показаны графики двух значений угла курса, измеренные парами антенн на крыше и на ноже бульдозера в процессе его плоского движения. Измерения пары антенн на ноже более шумные, по сравнению с аналогичными измерениями, полученными с крыши. Это объясняется укороченной базовой линией данной пары антенн и значительными вибрациями мачты (антенны испытывают вибрационные нагрузки в 16 g). Из этого рисунка видно, что для обоих представленных способов размещения антенн РФК позволяет эффективно сглаживать ГНСС-измерения курса, даже в условиях сильных вибраций.

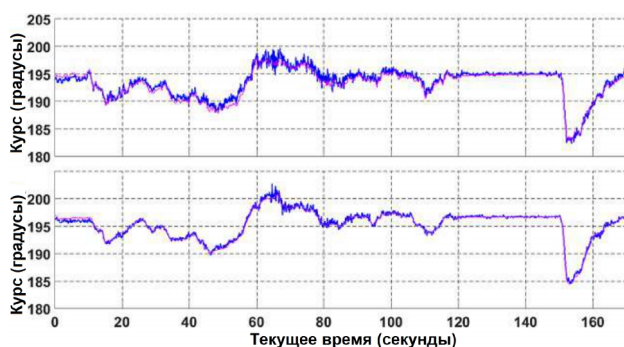


Рис. 14. Измерения угла курса, выполненные на ноже (верхний график) и на крыше (нижний график). Синий график – измерения ГНСС, пурпурный график – оценка РФК

Рис. 15 показывает два синхронных значения угла курса при сгребании грунта на рампе с уклоном в 30% под открытым небом. На графиках ГНСС-курса, измеренного на крыше, чётко видны скачки неясной природы в 1° - 2° . Эти скачки прекрасно обнаруживаются и отфильтровываются РФК при помощи измерений ИИМ, встроенного в антенну.

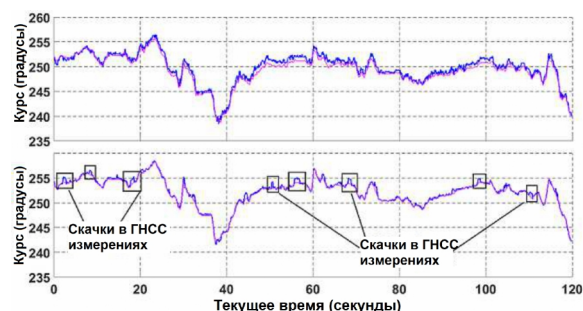


Рис. 15. Измерения угла курса, выполненные на ноже (верхний график) и на крыше (нижний график) в процессе сгребания грунта. Синий график – измерения ГНСС, пурпурный график – оценка РФК

V. Выводы

В данной работе представлена двухантенная инерциально-спутниковая навигационная система, предназначенная для измерения позиции, скорости и ориентации ТС. ГНСС-компонента этой системы представляет собой двухантенный приемник, измеряющий позицию и скорость главной антенны и только два угла ориентации ТС из трех. Угловые ГНСС-измерения основаны на когерентной обработке ГНСС-сигналов, одновременно принятых обоими антеннами, подключенными к специально спроектированной плате ГНСС-приемника. Особенностью алгоритма когерентной обработки является использование только дробных частей первых разностей полных фаз, что позволяет исключить процедуру разрешения целочисленных неоднозначностей.

Одна из антенн содержит встроенный ИИМ, размещенный в непосредственной близости от её ФЦ. Измерения ИИМ передаются в приемник по антенному кабелю совместно с ГНСС-сигналом, принятым этой антенной. Комплексирование инерциальных и спутниковых измерений, выполняемое программным обеспечением платы приемника, позволяет получать не только позицию и скорость, но и полную ориентацию транспортного средства. Также комплексирование позволяет экстраполировать параметры ориентации ТС во время пропадания ГНСС-сигнала и обнаруживать и сглаживать выбросы в ГНСС-позиции. Экстраполированная ориентация используется для расчета начального приближения итерационного алгоритма определений угловых координат базового вектора в момент восстановления сигнала ГНСС.

Во всех описанных испытательных сценариях система показала себя как точный и надежный инструмент для измерения позиции, скорости и ориентации ТС с предсказуемой зависимостью точности измерений от длины базового вектора. Эта система позволяет получать точные оценки мгновенной ориентации ТС даже в условиях значительного искажения или полной потери ГНСС-сигнала.

Антенна со встроенным ИИМ может быть установлена на любое ТС, использующее двухантенный ГНСС-приёмник, без изменения существующей кабельной инфраструктуры.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Поваляев А.А. Определение ориентации объектов по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем. Определение ориентации по одномоментным измерениям. М.: Изд-во МАИ, 2015. 220 с.
- [2] B210 receiver board brochure https://www.topconpositioning.com/sites/default/files/product_files/b210_broch_7010_2241_reva_sm.pdf.
- [3] Vasilyuk, N.N., Tychinskiy, S.I., Doronin, A.V., Sandler, I.A., Sokolov, A.M., GNSS Antenna with an Integrated Antenna Element and Additional Information Sources, US Patent № 10088576, 2018.
- [4] Степанов О.А. Применение нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб.: ГИЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 2003. 370 с.
- [5] Красильщиков М.Н., Серебряков Г.Г. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий. М.: Физматлит, 2003. 280 с.
- [6] Василюк Н.Н. Слабое комплексирование инерциальных и спутниковых измерений при помощи расширенного фильтра Калмана с кватернионным представлением ориентации // Проблемы управления. 2019. в печати.
- [7] Markley, F.L., Multiplicative vs. additive filtering for spacecraft attitude determination, *Proceedings of the 6th Conference on Dynamics and Control of Systems and Structures in Space (DCSSS)*, July 2004, pp. 467–474.
- [8] Степанов О.А., Кошаев Д.А. Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 1999. №2. С. 30–54.
- [9] PG-F1 High Precision Full Wave GNSS Antenna https://www.topconpositioning.com/sites/default/files/product_files/pg-f1_broch_7010-2228_reva_sm_0.pdf.
- [10] MPU-9150 Nine-Axis (Gyro+Accelerometer+Compass) MEMS MotionTracking Device <https://www.invensense.com/products/motion-tracking/9-axis/mpu-9150/>.

Модификация федеративного фильтра Калмана с помощью критерия степени наблюдаемости переменных состояния*

М.С. Селезнева, А.В. Пролетарский, К.А. Неусыпин, Чжан Лифэй
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
m.s.selezneva@mail.ru

Аннотация — Рассмотрены схемы реализации федеративного фильтра Калмана. Повышение точности федеративного фильтра Калмана предложено осуществлять с помощью численного критерия степени наблюдаемости переменных состояния оцениваемого процесса. Критерий степени наблюдаемости использован для определения поправочных коэффициентов в федеративном фильтре Калмана. Эффективность разработанных модификаций федеративного фильтра Калмана продемонстрирована на примере оценивания погрешностей инерциальной навигационной системы летательного аппарата.

Ключевые слова — летательный аппарат, коррекция навигационных систем, федеративный фильтр Калмана, критерий степени наблюдаемости

I. ВВЕДЕНИЕ

Работа относится к области управления подвижными объектами. В качестве подвижных объектов используются летательные аппараты (ЛА) [1, 2]. Успешное решение задач управления ЛА во многом определяется уровнем развития измерительной техники [3, 4]. Эксплуатационные характеристики ЛА в большой степени определяются совершенством бортового оборудования, в частности, качеством информационно-измерительных сигналов, используемых для управления. Информационно-измерительные сигналы поступают от измерительных систем ЛА. В качестве измерительных систем используют различные гироскопические навигационные системы, в частности для атмосферных ЛА используют инерциальные навигационные системы (ИНС), спутниковые навигационные системы (GPS, ГЛОНАСС) [5, 6], разнообразные радиолокационные системы (РЛС) и др.

Измерительные сигналы этих систем имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования ЛА. Повышение точности измерительных систем осуществляется алгоритмическим путем с помощью алгоритмов оценивания, управления прогнозированием и комплексированием [7, 8]. В качестве алгоритма оценивания можно использовать, например, федеративный фильтр Калмана (ФФК) [9, 10]. Повышению точности ФФК посвящена настоящая статья. Для этого предложено использовать критерий степени наблюдаемости переменных состояния оцениваемой системы. Этот критерий использован для определения поправочных коэффициентов в этапе слияния информации в ФФК.

II. КРИТЕРИЙ СТЕПЕНИ НАБЛЮДАЕМОСТИ ПЕРЕМЕННЫХ СОСТОЯНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ МОДЕЛЕЙ

Наиболее распространенные методы компенсации погрешностей навигационных систем предполагают использование различных алгоритмов оценивания. Учитывая специфику реализации алгоритмического обеспечения на борту динамического объекта в условиях дефицита объема машинной памяти, выделим среди многообразия алгоритмов лишь компактные и робастные алгоритмы. Достаточно высокой точностью и в то же время простотой реализации в БЦВМ отличаются адаптивные алгоритмы оценивания, являющиеся прямыми модификациями фильтра Калмана [11, 12, 13, 14].

Рассмотрим дискретное линейное уравнение, описывающее динамический объект, например, погрешность ИНС:

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{w}_{k-1}, \quad (1)$$

где $\mathbf{x}_k$ — вектор состояния; $\mathbf{w}_{k-1}$ — вектор входного возмущения; $\Phi_{k,k-1}$ — матрица объекта; Γ_{k-1} — матрица входа.

Входные возмущения $\mathbf{w}_{k-1}$ предполагаются дискретным аналогом гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей $\mathbf{Q}_{k-1}$.

Часть вектора состояния измеряется:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k, \quad (2)$$

где $\mathbf{z}_k$ — вектор измерений; $\mathbf{v}_k$ — вектор ошибок измерения; $\mathbf{H}_k$ — матрица измерений.

Ошибки измерений $\mathbf{v}_k$ предполагаются дискретным аналогом гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей $\mathbf{R}_k$. Ошибки измерения (измерительный шум) и входные возмущения (входной шум) не коррелированы $E[\mathbf{v}_j \mathbf{w}_k^T] = 0$ при любых j и k .

Начальное значение вектора состояния полагаем вектором, независимым от входных возмущений и ошибок измерений, т.е. $E[\mathbf{x}_0 \mathbf{w}_k^T] = 0$ и $E[\mathbf{x}_0 \mathbf{v}_k^T] = 0$ для любого k . Ковариационная матрица $E[\mathbf{x}_0 \mathbf{x}_0^T] = \mathbf{P}_0$ представляет собой неотрицательно определенную матрицу.

Оценить состояние исследуемого объекта можно при условии его полной наблюдаемости по выбранным измерениям. Проверку наблюдаемости проводят на основе различных критериев, например критерия Калмана, где анализируется матрица наблюдаемости $\mathbf{O}_{Lk}$.

Пусть в уравнении (2) измеряется только одна компонента вектора состояния $\mathbf{H}_k = [1 \ 0 \ \dots \ 0]$. Тогда приведенные скалярные измерения имеют следующий вид [8]:

$$y_k^i = \alpha_{1,k}^i z_k + \alpha_{2,k}^i z_{k+1} + \dots + \alpha_{n,k}^i z_{k+n-1}, \quad (3)$$

где y_k^i – i -й элемент вектора $\mathbf{y}_k$; $\alpha_{j,k}^i (j=1, \dots, n)$ – i -я строка матрицы $\mathbf{O}_{Lk}^*$.

$\mathbf{O}_{Lk}^* = [\mathbf{O}_{Lk}^T \mathbf{O}_{Lk}]^{-1} \mathbf{O}_{Lk}^T$ – псевдообратная матрица матрицы $\mathbf{O}_{Lk}$.

Дисперсия приведенного к i -ой компоненте измерительного шума ς_k^{*i} определяется коэффициентами $\alpha_{j,k}^i (j=1, \dots, n)$, т.е.

$$R_{Lk}^{*i} = \left[(\alpha_{1,k}^i)^2 + (\alpha_{2,k}^i)^2 + \dots + (\alpha_{n,k}^i)^2 \right] R_k^0, \quad (4)$$

где R_{Lk}^{*i} – дисперсия исходного измерительного шума v_k .

С учетом (4) критерий степени наблюдаемости для нестационарных систем будет иметь вид

$$Do_{Lk}^i = \frac{E[(x_k^i)^2]}{E[(y_k^i)^2] \sum_{j=1}^n (\alpha_{j,k}^i)^2}, \quad (5)$$

где $E[(x_k^i)^2]$ – дисперсия произвольной i -ой компоненты вектора состояния; $E[(y_k^i)^2]$ – дисперсия непосредственно измеряемого вектора состояния.

III. ФЕДЕРАТИВНЫЙ ФИЛЬТР КАЛМАНА

Рассмотрена схема коррекции ИНС от внешних источников информации с применением ФФК. Реализация ФФК возможна без обратной связи и с обратной связью. Исследуем ФФК без обратной связи (рис. 1).

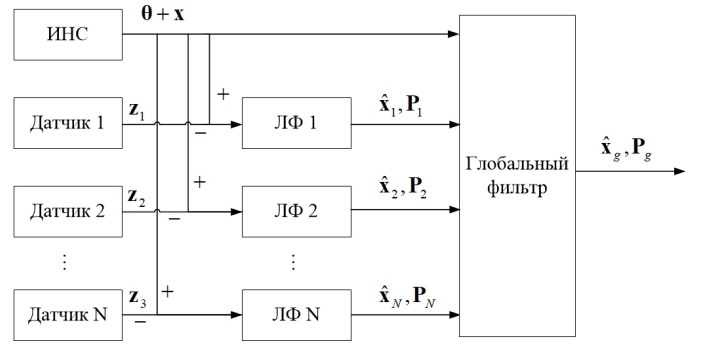


Рис. 1. Структурная схема федеративного фильтра Калмана без обратной связи, где ЛФ – локальный фильтр Калмана; $\hat{\mathbf{x}}_1, \hat{\mathbf{x}}_2, \dots, \hat{\mathbf{x}}_N$ – оценки вектора погрешностей ИНС локальных фильтров; $\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_N$ – ковариационная матрица оценивания ошибок

В локальном фильтре Калмана происходит процесс обновления по времени и обновления с использованием измерений, а в глобальном фильтре только комплексирование результатов от локальных фильтров.

Формулы для i -ого локального фильтра имеют вид

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{i,k+1/k} &= \Phi_{k+1/k} \hat{\mathbf{x}}_{i,k}; \\ \mathbf{P}_{i,k+1/k} &= \Phi_{k+1,k} \mathbf{P}_{i,k} \Phi_{k+1,k}^T + \mathbf{Q}_{i,k+1}; \\ \mathbf{K}_{i,k+1} &= \mathbf{P}_{i,k+1/k} \mathbf{H}_{i,k+1}^T (\mathbf{H}_{i,k+1} \mathbf{P}_{i,k+1/k} \mathbf{H}_{i,k+1}^T + \mathbf{R}_{i,k+1})^{-1}; \\ \hat{\mathbf{x}}_{i,k+1} &= \hat{\mathbf{x}}_{i,k+1/k} + \mathbf{K}_{i,k+1} (\mathbf{z}_{i,k+1} - \mathbf{H}_{i,k+1} \hat{\mathbf{x}}_{i,k+1/k}); \\ \mathbf{P}_{i,k+1} &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{i,k+1} \mathbf{H}_{i,k+1}) \mathbf{P}_{i,k+1/k}. \end{aligned} \quad (6)$$

Комплексирование в глобальном фильтре

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{g,k+1}^{-1} &= \mathbf{P}_{1,k+1}^{-1} + \mathbf{P}_{2,k+1}^{-1} + \dots + \mathbf{P}_{N,k+1}^{-1}; \\ \mathbf{P}_{g,k+1}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{g,k+1} &= \mathbf{P}_{1,k+1}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{1,k+1} + \mathbf{P}_{2,k+1}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{2,k+1} + \dots + \mathbf{P}_{N,k+1}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{N,k+1}. \end{aligned} \quad (7)$$

ФФК с обратной связью имеет следующий вид (рис. 2).

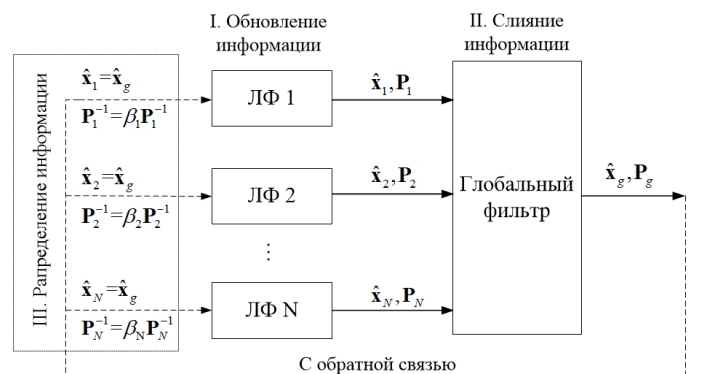


Рис. 2. Структурная схема федеративного фильтра Калмана с обратной связью

После комплексирования в глобальном фильтре, локальные фильтры используют более точные результаты

глобальной фильтрации на каждом следующем шаге. Чтобы пренебрегать корреляцией между локальными фильтрами, можно настраивать ковариационные матрицы локальных фильтров в соответствии с верхней границей ковариационной матрицы.

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_i &= \hat{\mathbf{x}}_g; \\ \mathbf{P}_i^{-1} &= \beta_i \mathbf{P}_N^{-1}; \\ \mathbf{Q}_i^{-1} &= \beta_i \mathbf{Q}_N^{-1}.\end{aligned}\quad (8)$$

где β_i – коэффициенты распределения информации. Принцип сохранения информации диктует, что коэффициенты распределения информации суммируются до единицы [9, 10]:

$$\sum_{i=1}^N \beta_i = 1 (0 < \beta_i < 1). \quad (9)$$

IV. МОДИФИКАЦИЯ ФЕДЕРАТИВНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Структурная схема ФФК с обратной связью представлена на рис. 3.

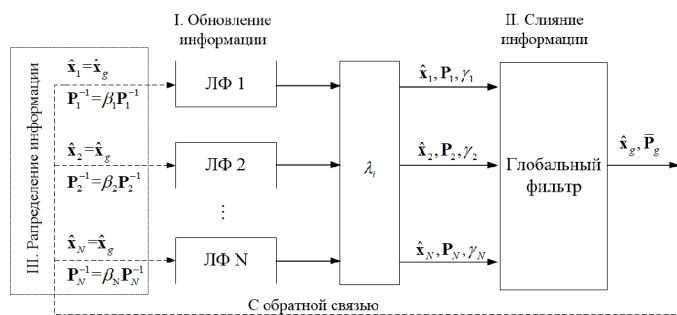


Рис. 3. Модифицированный федеративный фильтр Калмана с динамическими поправочными коэффициентами, вычисленными с помощью критерия степени наблюдаемости

Определение поправочных коэффициентов и коэффициентов распределения информации может использовать следующие принципы: сохранения суммы информации и энтропии, верхняя граница ковариационных матриц, пересечение ковариации.

A. Модифицированный федеративный фильтр Калмана без обратной связи

С учётом критерия степени наблюдаемости, который характеризует точность оценивания и скорость сходимости каждого локального фильтра, определяем поправочные коэффициенты следующим образом:

$$\lambda_i = \frac{\sum_{j=1}^n DO^j}{n}, \quad (10)$$

$$\gamma_i = \frac{\lambda_i}{\lambda_1 + \lambda_2 + \dots + \lambda_N}, \left(0 < \gamma_i < 1, \sum_{i=1}^N \gamma_i = 1 \right), \quad (11)$$

где γ_i – поправочные коэффициенты для локального фильтра; DO^j – степень наблюдаемости j -ой компоненты вектора состояния; λ_i – средняя степень наблюдаемости всех компонент вектора состояния i -ого локального фильтра. Чем больше γ_i , тем более верят результаты оценивания данного фильтра. Результаты моделирования показали, что с помощью поправочных коэффициентов, точность и скорость сходимости глобального фильтра выше, чем обычного ФФК.

$$\begin{aligned}\bar{\mathbf{P}}_{g,k}^{-1} &= \gamma_1 \mathbf{P}_{1,k}^{-1} + \gamma_2 \mathbf{P}_{2,k}^{-1} + \dots + \gamma_N \mathbf{P}_{N,k}^{-1}; \\ \bar{\mathbf{P}}_{g,k}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{g,k} &= \gamma_1 \mathbf{P}_{1,k}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{1,k} + \gamma_2 \mathbf{P}_{2,k}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{2,k} + \dots + \gamma_N \mathbf{P}_{N,k}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{N,k}.\end{aligned}\quad (12)$$

где $\bar{\mathbf{P}}_{g,k}^{-1}$ – коэффициент нормализации; $\bar{\mathbf{P}}_{g,k}$ – эквивалентная робастная ковариационная матрица ошибок оценивания, $\bar{\mathbf{P}}_{g,k} \geq \mathbf{P}_{g,k \text{ настоящая}}$ [1].

B. Модифицированный федеративный фильтр Калмана с обратной связью

В отличие от ФФК без обратной связи, в ФФК с обратной связью на каждом шаге локальные фильтры используют результат слияния $\hat{\mathbf{x}}_g$ и $\bar{\mathbf{P}}_g$ предыдущего шага. Происходит обмен информации во всех локальных фильтрах и эта информация будет ещё раз совмещаться на этапе комплексирования информации. Из-за введенного поправочного коэффициента γ_i сумма настоящих коэффициентов распределения информации $\sum_{i=1}^N \beta_i$ может быть не равным 1.

Независимо от того, какой критерий для оценивания качества локальных фильтров использован, чтобы соответствовать критериям распределения информации ФФК, установка коэффициентов должна удовлетворять следующим двум условиям:

$$\beta_i = \frac{1}{N} \quad (13)$$

$$\sum_{i=1}^N \gamma_i = N \quad (14)$$

Таким образом, поправочные коэффициенты для ФФК с обратной связью имеют вид:

$$\gamma_i = \frac{\lambda_i}{\lambda_1 + \lambda_2 + \dots + \lambda_N} N \quad (15)$$

Если $\beta_i = \frac{1}{N}$, т.е. $\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_N$ в локальном фильтре были увеличены в N раз, $\mathbf{P}_i \geq N \mathbf{P}_{g \text{ настоящая}}$. Поэтому формула (11) тоже выполняет робастную условие $\bar{\mathbf{P}}_{g,k} \geq \mathbf{P}_{g,k \text{ настоящая}}$.

Из-за обмена информацией между локальными фильтрами, точность и скорость сходимости ФФК выше, чем ФФК без обратной связи. Эффект использования поправочных коэффициентов проявляется в первые 30–40 минут, особенно для скорости сходимости. Когда система уже сходится, эффект поправочных коэффициентов будет уменьшен, но точность данного способа будет не ниже обычного ФФК.

V. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ МОДИФИЦИРОВАННЫХ ФЕДЕРАТИВНЫХ ФИЛЬТРОВ КАЛМАНА

ТАБЛИЦА 1 Точности оценивания модифицированного ФЕДЕРАТИВНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Алгоритм	Классический ФФК без обратной связи	Модифицированный ФФК без обратной связи	Классический ФФК с обратной связью	Модифицированный ФФК с обратной связью
RMS δV	13,441	12,258	11,614	11,401
RMS Φ	2,737e-5	1,819e-5	1,727e-5	1,536e-5
RMS ε	1,461e-6	1,269e-6	1,202e-6	1,164e-6

VI. ВЫВОДЫ

Предложены модификации ФФК с использованием численного критерия степени наблюдаемости переменных состояния оцениваемого процесса. Результаты моделирования погрешностей ИНС и разработанных алгоритмов подтвердили работоспособность и повышенную точность по сравнению с классическим ФФК.

Точность оценивания модифицированных ФФК на начальном этапе выше, чем классического ФФК. На следующих интервалах процесс оценивания практически идентичен. Таким образом, разработанные модификации ФФК целесообразно использовать для коррекции ИНС, особенно ИНС ЛА совершающих интенсивное маневрирование.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Moir, I., Seabridge, A.G., Aircraft Systems. Mechanical, electrical and avionics subsystems integration, Third Edition, Chichester: John Wiley and Sons Ltd, 2008.
- [2] Neusypin, K.A., Selezneva, M.S., Proletarsky, A.V., Shen, K., Algorithm for building models of INS/GNSS integrated navigation system using the degree of identifiability, 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018, pp. 1–5.
- [3] Shen, K., 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] Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Development of a measurement complex with intelligent component, Measurement Techniques, 2016, vol. 59, no. 9, pp. 916–922.
- [5] Salychev, O.S., MEMS-based inertial navigation: Expectations and reality, Moscow: Bauman MSTU Press, 2012, 207 p.
- [6] Groves, P.D., Handley, R.J., Runnalls, A.R., Optimising the integration of terrain-referenced navigation with INS and GPS, Journal of Navigation, 2006, 59 (1), pp. 71–89.
- [7] Neusypin, K., Selezneva, M., Proletarsky, A., Nonlinear information processing algorithm for navigation complex with increased degree of parametric identifiability, Studies in Systems, Decision and Control, 2019, 199, pp. 37–49.
- [8] Jazwinski, A.H., Stochastic processes and filtering theory, New York: Dover Publications, 2007, 390 p.
- [9] Carlson, N.A., Federated square root filter for decentralized parallel processors, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(3), pp. 517–525.
- [10] Xing, Z.R., Xia, Y.Q., Distributed federated Kalman filter fusion over multi-sensor unreliable networked systems, IEEE Transactions on Circuits and Systems, 2016, 63(10), pp. 1714–1725.
- [11] Xing, Z.R., Xia, Y.Q., Distributed federated Kalman filter fusion over multi-sensor unreliable networked systems, IEEE Transactions on Circuits and Systems, 2016, 63(10), 1714–1725.
- [12] Shen, K., Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Development of an algorithm for correction of an inertial navigation system in Off-Line mode, Measurement Techniques, 2018, vol. 60, no. 10, pp. 991–997.
- [13] Chen, Z., Local observability and its application to multiple measurement estimation. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1991, 38(6), pp. 491–496.
- [14] Shakhtarin, 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.

Исследование критериев степени управляемости переменных состояния моделей динамических систем*

М.С. Селезнева, К.А. Неусыпин, И.В. Муратов

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
m.s.selezneva@mail.ru

Аннотация — Рассмотрены подходы к решению задач определения степени управляемости переменных состояния моделей линейных динамических систем. Исследованы численные критерии вычисления степени управляемости компонент вектора состояния. Представлен численный критерий степени управляемости переменных состояния динамических систем. Исследован пример практического использования критерия в задаче определения участков траектории полета беспилотного летательного аппарата, которые являются наиболее эффективными для управления.

Ключевые слова — критерий управляемости, степень управляемости переменных состояния, численный критерий степени управляемости, модель летательного аппарата

1. ВВЕДЕНИЕ

Решение задач управления различными динамическими объектами предполагает использование математической модели исследуемого процесса. Изменение параметров динамической системы в процессе функционирования, а также изменение параметров и/или структуры математической модели приводит к изменению статистических и динамических свойств исследуемой системы.

В теории управления для определения свойств систем используются такие понятия как устойчивость, наблюдаемость, управляемость, идентифицируемость. Известны разнообразные критерии оценки этих свойств [1,2,3]. Однако в практических приложениях часто недостаточно получить принципиальный ответ на вопрос, устойчива, наблюдаема, управляема, идентифицируема система или нет. Желательно оценить качества исследуемой динамической системы: максимум ошибки, быстродействие, различные интегральные оценки, запас устойчивости, чувствительность, степени наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости.

Известные критерии определения степени управляемости позволяют определить лишь какие из компонент одного вектора состояния управляются лучше. Эти подходы дают только относительную оценку компонент конкретного вектора состояния исследуемой системы и не позволяют проводить сравнение компонент векторов состояния различных систем.

Поэтому эти известные подходы и критерии неудобны для использования при сравнении качества управления в общем случае. Обычно в практических приложениях

необходимо знать возможность эффективного управления каждой конкретной компонентой вектора состояния. Проблема улучшения качества управления возникла с момента начала эксплуатации систем управления в различных приложениях. Решение задач повышения эффективности управления активно достигалось с помощью конструкторских методов и разработки разнообразных алгоритмов управления. С помощью разработанных новых алгоритмов управления достигалось улучшение свойств управляемого объекта. Анализу подвергались такие показатели качества, как установившаяся ошибка, быстродействие системы, перерегулирование, колебательность процесса, характер затухания переходного процесса, запас устойчивости и др. Числовые оценки качества определялись по переходной характеристике, а оценки качества переходных процессов представляют собой корневые, частотные и интегральные оценки. Упомянутые показатели качества не позволяют получить численные оценки эффективности управления – оценить степень управляемости системы. Для оценки эффективности управления применяется эмпирический подход, предполагающий построение диаграмм на основе опыта экспертов [4, 5]. Этот подход особенно популярен в авиации. Например, степень управляемости летательного аппарата (ЛА) определяется путем исследования реакции ЛА на отклонения руля высоты на 1 градус. При этом угол атаки ЛА изменится на f градусов. Величина f принимается за степень управляемости ЛА. Для каждого типового маневра ЛА строится балансирующая кривая и по ней определяется степень управляемости. Экспертный подход требует длительного времени для проведения экспериментов, наличия соответствующего оборудования и обладает невысокой точностью вследствие субъективности оценок.

Формализованный способ получения оценок степени управляемости переменных состояния исследуемого объекта был разработан Н.Т. Кузовковым в 1978 г. [6]. Критерий позволяет провести сравнительную оценку управляемости компонент одного вектора состояния модели исследуемого объекта. В 1979 г. Парусников предложил критерий степени управляемости основанный на анализе канонической матрицы управляемости, позволяющий выделить слабо-управляемые компоненты вектора состояния. Этот критерий также не позволяет проводить сравнение степеней управляемости компонент различных векторов состояния.

Материал содержит результаты, касающиеся линейных динамических систем.

II. КРИТЕРИИ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Управляемость играет важную роль при синтезе систем управления динамическими объектами. Полная управляемость означает стабилизируемость системы, т.е. возможность путем присоединения регулятора создать замкнутую систему с желаемым распределением собственных значений.

Одним из популярных критериев является критерий Калмана [7, 8, 9, 10], который отличается простотой и широко используется в практических приложениях.

Пусть объект описывается уравнением вида:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t); \quad z(t) = Hx(t) \quad (1)$$

Матрица управляемости Y системы (1) имеет вид:

$$Y = [B \mid AB \mid AB^2 \mid \dots \mid AB^{n-1}] \quad (2)$$

Критерий Калмана гласит, что система является полностью управляемой, если ранг матрицы управляемости равен порядку системы n .

III. КРИТЕРИИ СТЕПЕНИ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Критерий управляемости Калмана позволяет определить, управляем ли весь вектор состояния системы. Критерий, предложенный в [11, 12], позволяет определить какие компоненты вектора состояния управляемы и выделить компоненты, которыми можно управлять наилучшим образом. Исключив из вектора состояния неуправляемые компоненты можно достичь полной управляемости исследуемой системы.

Рассматривается в данном случае система (1) и к ней применяется критерий полной управляемости. Для того, чтобы воспользоваться этим критерием необходимо перейти от матричного уравнения к рассмотрению системы скалярных уравнений. Затем перевести скалярные уравнения из пространства оригиналов в пространство изображений по Лапласу и разрешить полученную систему уравнений относительно каждой переменной. Анализ подвергается найденные по правилу Крамера определители. Система вида (1) полностью управляема если найденные определители линейно независимы и ни один из них не равен нулю.

Степень управляемости можно определить, исследовав систему канонического вида, т.е. систему уравнений, в которой отсутствует связь по переменным состояния.

Запишем уравнение исследуемой системы в канонической форме:

$$\dot{x}^*(t) = A^*x^*(t) + B^*u(t) \quad (3)$$

где $A^* = \Psi^{-1}A\Psi$, $B^* = \Psi^{-1}B = [b_{ij}^*]$, Ψ – матрица канонического преобразования, λ_i, v_i – собственные значения и векторы матрицы A . Уравнение канонической системы (3) в поэлементной форме:

$$\dot{x}_i^* = \lambda_i x_i^* + \sum_{j=1}^m b_{ij}^* u_j. \quad (4)$$

Таким образом, в результате канонического преобразования получается система уравнений, связь между которыми по переменным состояния отсутствует. Критерий полной управляемости системы (1) заключается в том, что матрица B^* канонической системы (3) не содержит строк, все элементы которых равны нулю. Следует отметить, что данный критерий можно применять лишь в случае отсутствия кратных собственных значений системы. Степень управляемости характеризуют модули элементов строк матрицы B^* .

Если в матрице B^* нет строк с нулевыми элементами, то можно любую переменную x_i^* перевести от значения $x_i^*(t_0)$ к любому желаемому значению $x_i^*(t_1)$, то есть система (1) полностью управляема.

Представленный критерий позволяет проводить сравнительный анализ управляемости и определять лучше или хуже управляемы компоненты вектора состояния по сравнению друг с другом. Лучше управляемы те компоненты, вектора состояния, у которых модули элементов строк матрицы больше модулей соответствующих элементов у других строк.

Рассмотрим уравнение в канонической форме вида (3). Определим каноническую матрицу управляемости и исследуем суммы элементов каждой ее строки. Обозначим h_i суммы модулей элементов каждой строки этой матрицы, которые позволяют судить о степени управляемости компонент вектора состояния модели.

Максимальной степенью управляемости обладает компонента вектора состояния с наибольшей суммой модулей элементов соответствующей строки канонической матрицы управления h_{max} . Степени управляемости других компонент вектора состояния определяются путем сравнения сумм модулей элементов строк канонической матрицы соответствующих исследуемым компонентам вектора состояния с максимальным значением суммы модулей элементов канонической матрицы. Сравнение степеней управляемости можно проводить, воспользовавшись критерием следующего вида:

$$\gamma = \frac{h_i}{h_{max}} \quad (5)$$

где h_i – модуль суммы элементов, которые находятся в i -й строке матрицы B^* , h_{max} – максимальное значение h_i . Этот критерий степени управляемости позволяет определить степень управляемости каждой конкретной компоненты вектора состояния в численном виде γ .

В соответствии с представленным численным критерием степени управляемости компонент вектора состояния мерой управляемости является конкретное число. Этот критерий удобен при автоматизированном проектировании систем управления, так как позволяет включать в вектор управления и вектор состояния только эффективно управляемые компоненты.

Примером использования критерия является решение задачи выявления участков наиболее эффективного управления полетом баллистической ракеты.

IV. СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ СТЕПЕНИ УПРАВЛЯЕМОСТИ ЛА

Представлен способ оптимизации параметров системы управления ЛА с помощью критерия степени управляемости.

Одним из способов повышения управляемости ЛА является разработка высокоэффективной системы управления. Система управления ЛА осуществляет изменение его параметров в соответствии с выбранным алгоритмом, который реализует цель управления. Алгоритмы управления ЛА имеют различную эффективность, зависящую, в частности, от используемого функционала качества. Включение в функционал качества члена, характеризующего степень управляемости, приводит к изменению структуры алгоритма управления и, как правило, к усложнению управления. Поэтому использован более простой подход, который заключается в оптимизации параметров алгоритма управления с помощью критерия степени управляемости.

Математическая модель движения ЛА.

Одним из основных этапов синтеза системы управления ЛА является исследование его динамики движения и получение математической модели движения ЛА.

Рассмотрим в качестве примера движение ЛА типа баллистической ракеты и ракетносителя на активном участке траектории. Движение таких ЛА осуществляется в условиях когда их реальные характеристики и внешние воздействия отличаются от номинальных. Поэтому в таких условиях система управления должна обеспечивать устойчивый полет ЛА вблизи номинальной траектории.

Ввиду того, что система управления ЛА должна удерживать его вблизи расчетной траектории, исследование возмущенного движения целесообразно проводить с помощью уравнений в отклонениях.

Модель бокового движения ЛА в отклонениях включает следующие параметры:

V_z – вариация линейной скорости движения центра масс в боковой плоскости;

δ – вариация углового отклонения управляющего органа;

F_{v_z} и M_ψ – соответственно возмущающая сила и момент;

m_n – номинальная масса ЛА; I_H – момент инерции.

В форме Коши модель движения ЛА имеет вид:

$$\dot{x} = Ax + Bu + F \quad (6)$$

Здесь $X_1 = Z$, $X_2 = \dot{Z} = V_z$, $X_3 = \psi$, $X_4 = \dot{\psi}$, $u = \delta$,

$$B = \begin{bmatrix} 0 & -a_{v_z \delta} & 0 & -a_{\alpha \delta} \end{bmatrix}^T,$$

$$F = \begin{bmatrix} 0 & \frac{F_{v_z}}{m_H} & 0 & \frac{M_\psi}{I_H} \end{bmatrix}^T$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -a_{v_z v_z} & -a_{v_z \psi} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -a_{\psi v_z} & -a_{\psi \psi} & 0 \end{bmatrix}, \quad X = [X_1 \ X_2 \ X_3 \ X_4]^T,$$

где $a_1 = a_{v_z v_z}$, $a_2 = a_{v_z \psi}$, $a_3 = a_{v_z \delta}$, $a_4 = a_{\psi v_z}$, $a_5 = a_{\psi \psi}$, $a_6 = a_{\alpha \delta}$.

Управление движением ЛА осуществляется с помощью системы управления, которая реализует какой-либо алгоритм. В алгоритме управления используется математическая модель движения ЛА.

Синтез алгоритма управления обычно проводится отдельно для каждого канала управления. Рассмотрим математическую модель бокового движения ЛА. Отметим, что уравнения движения ЛА в продольной плоскости имеют аналогичный вид.

Оптимальность управления понимается в смысле минимума функционала вида:

$$\mathfrak{J} = \int_{t_0}^T (X^T * Q * X + u^T * R * u) dt + X^T(T) * S * X(T) \quad (7)$$

где X – вектор состояния;

t_0 – начальный момент времени функционирования объекта;

T – момент времени окончания функционирования объекта;

Q – матрица весовых коэффициентов, характеризующая качество переходного процесса;

R – матрица весовых коэффициентов, характеризующая ограничения, накладываемые на энергетику;

S – матрица весовых коэффициентов, характеризующая штраф за конечное отклонение регулируемого процесса.

Математическая модель исследуемого процесса имеет следующий вид:

$$\dot{X} = A(t) * X + B(t) * U, \quad (8)$$

где $A(t)$ – матрица модели; $B(t)$ – матрица управления; U – вектор управления.

Управления исследуемым объектом имеет вид:

$$u = -R^{-1} * B^T * \Gamma * X, \quad (9)$$

где Γ – симметричная матрица, которая является решением следующего уравнения:

$$\dot{\Gamma} = -\Gamma * A - A^T * \Gamma + \Gamma * B * R^{-1} * B^T \Gamma - Q, \quad (10)$$

где $\Gamma(T) = S$.

В практических приложениях обычно матрицы весовых коэффициентов задаются в диагональной форме.

Например, матрица Q выбирается диагональной с элементами, заданными из условия $q_{ii} = \frac{1}{X_{i \max}^2 (T - t_0)}$, q_{ii} – диагональные элементы матрицы Q ; $X_{i \max}$ – максимально допустимое значение координаты на интервале функционирования объекта. Соответственно для матрицы S диагональные элементы будут иметь следующий вид: $S_{ii} = \frac{1}{X_{i \max}^2 (T)}$.

При использовании оптимизации системы управления в смысле максимума степени управляемости ЛА структура

управления не меняется. Изменяются только значения коэффициентов усиления в управляющем сигнале. Это обусловлено тем, что коэффициенты усиления иначе матрицы усиления зависят от матрицы модели, а также от матрицы управления. Коэффициенты этих матриц оптимизируются с целью повышения степени управляемости ЛА и, затем, используются в классическом алгоритме управления ЛА.

Анализируя модель движения ЛА с помощью критерия (5), получим суммы элементов каждой строки матрицы управляемости B . Обозначим B_i - суммы элементов каждой строки, которые позволяют судить о степени управляемости каждой компоненты вектора состояния модели движения ЛА.

$$B^* = \begin{bmatrix} 1 - \frac{a_5}{a_1} + \frac{a_2 a_6}{a_4 a_1} \\ \frac{a_5}{a_1} - \frac{a_2 a_6}{a_4 a_1 + a_1^3} \\ - \frac{a_1 a_2 a_6 \sqrt{a_4} + j a_4}{a_4^{3/2} (a_4 + a_1^2)} \\ - \frac{a_1 a_2 a_6 \sqrt{a_4} - j a_4}{a_4^{3/2} (a_4 + a_1^2)} \end{bmatrix}$$

$$B_1 = 1 - \frac{a_5}{a_1} + \frac{a_2 a_6}{a_4 a_1}$$

$$B_2 = \frac{a_5}{a_1} - \frac{a_2 a_6}{a_4 a_1 + a_1^3}$$

$$B_3 = \frac{-a_1 a_2 a_6 \sqrt{a_4} + j a_4}{a_4^{3/2} (a_4 + a_1^2)}$$

$$B_4 = \frac{-a_1 a_2 a_6 \sqrt{a_4} - j a_4}{a_4^{3/2} (a_4 + a_1^2)}$$

$$X_2 = \dot{Z} = V_z \quad X_3 = \psi \quad X_4 = \dot{\psi}$$

Предположим, что в конкретном практическом приложении поставлена задача повышения степени управляемости X_2 : X_2 – вариация линейной скорости движения центра масс ЛА в боковой плоскости. Для решения этой задачи рассмотрим вторую строку матрицы управляемости, составленной в соответствии с критерием

$$B_2 = \frac{a_5}{a_1} - \frac{a_2 a_6}{a_4 a_1 + a_1^3}. \quad (12)$$

Рассмотрим случай, когда все параметры движения ЛА жестко заданы за исключением параметра P_H (P_H – тяга двигателей ЛА).

В соответствии с критерием степени управляемости компоненты вектора состояния тем выше, чем больше модуль коэффициентов соответствующей строки матрицы вида.

Таким образом повысить степень управляемости конкретной компоненты вектора состояния можно путем уве-

личение модуля коэффициента B_i . В данном случае необходимо увеличить модуль B_2 посредством варьирования параметра a_2 . Учитывая вид этого параметра $a_2 = \frac{P_H + C_{ZH}^\beta q_H^S}{m_H}$, где C_{ZH}^β – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления, q – скоростной напор, m – нормальная масса ЛА.

Можно сделать заключение, что при увеличении тяги двигателей ЛА степень управляемости X_2 увеличивается.

Тяга двигателей ЛА с течением времени изменяется, поэтому для совершения маневров ЛА с использованием параметра X_2 целесообразно выбирать такие интервалы полета, на которых P имеет наибольшие значения. Естественно данная рекомендация актуальна лишь в случае, когда имеется возможность выбора момента совершения маневра, т.е. есть возможность изменять полетное задание.

Рассмотрим, как меняется степень управляемости компоненты X_2 с течением времени. Для этого подставим в выражение (11) численные значения коэффициентов тестовой модели движения ЛА через 10сек полета. Получим $B_2(10)=1,434 \cdot 10^7$. Затем рассчитаем значения модуля B_2 после 30 сек полета ЛА. Расчет проведен с использованием экстраполированных коэффициентов и параметров. $B_2(30)=1,125 \cdot 10^7$.

ТАБЛИЦА 1. Численные коэффициенты, входящие в уравнения движения ЛА

T , сек	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5
10	$0,25 \cdot 10^{-3}$	28	-0,01	-1,5	1,1
15	$0,05 \cdot 10^{-3}$	37,5	-0,001	-2,3	1,5

С течением времени модуль B_2 уменьшается, что в соответствии с критерием степени управляемости свидетельствует о снижении степени управляемости компоненты X_2 .

Таким образом при формировании сценария полета (полетного задания) маневрирование ЛА с управлением параметром X_2 целесообразно осуществлять на начальном временном интервале, так как с течением времени степень управляемости X_2 снижается.

V. ВЫВОДЫ

Определение степени управляемости с помощью представленного критерия позволяет провести оптимизацию параметров ЛА. Критерием оптимальности является максимум степени управляемости ЛА.

В практических приложениях, как правило, конструктивные параметры ЛА жестко заданы. Поэтому оптимизации (в смысле критерия степени управляемости) подлежат динамические параметры ЛА.

С течением времени параметры ЛА меняются, соответственно степени управляемости компонент вектора состояния ЛА также изменяются. В связи с этим предложено

формировать сценарий полета ЛА с учетом степеней управляемости конкретных компонент вектора состояния. Определения степени управляемости компонент вектора состояния ЛА проводятся на всем интервале полета, выделены интервалы с максимальными значениями степеней управляемости каждой компоненты, тем самым выделены интервалы, где целесообразно осуществление маневров по той или иной компоненте вектора состояния ЛА. Основным алгоритм управления ЛА остается без изменения, что является важным для серийных ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Verhaegen, M., Verdult, V., Filtering and system identification: a least squares approach, Cambridge University Press, 2007.
- [2] Neusypin, K., Selezneva, M., Proletarsky, A., Nonlinear information processing algorithm for navigation complex with increased degree of parametric identifiability, *Studies in Systems, Decision and Control*, 2019, 199, pp. 37–49.
- [3] Neusypin, K.A., Selezneva, M.S., Proletarsky, A.V., Shen, K., Algorithm for building models of INS/GNSS integrated navigation system using the degree of identifiability, *25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2018, pp. 1–5.
- [4] Neusypin, K.A., Selezneva, M.S., Tsibizova, T.Y., Diagnostics algorithms for flight vehicles navigation complex, *International Russian Automation Conference*, 2018, статья № 8501679.
- [5] Takaki, R., Honda, H., Development of Automatic Monitoring and Diagnostic System for Space Science Satellites, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, no. 5, pp. 280–289.
- [6] Кузовков Н.Т., Карабанов С.В., Салычев о.С. Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации. М.: Машиностроение, 1978. 222 с.
- [7] Julier, S.J., Uhlmann, J.K., A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems, *Defense Sensing, Simulation and Controls*, 1997, vol. 3068, pp. 182–193.
- [8] Kalman, R.E., A new approach to linear filtering and prediction problems, *Trans. ASME. Ser.D, Journal of Basic Engineering*, 1960, vol. 82, pp. 35–45.
- [9] Carlson, N.A., Federated square root filter for decentralized parallel processors, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1990, 26(3), 517–525.
- [10] Xing, Z.R., Xia, Y.Q., Distributed federated Kalman filter fusion over multi-sensor unreliable networked systems, *IEEE Transactions on Circuits and Systems*, 2016, 63(10), 1714–1725.
- [11] Shen, K., Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Development of an algorithm for correction of an inertial navigation system in Off-Line mode, *Measurement Techniques*, 2018, vol. 60, no. 10, pp. 991–997.
- [12] Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Development of a measurement complex with intelligent component, *Measurement Techniques*, 2016, vol. 59, no. 9, pp. 916–922.

Аспекты проектирования отказобезопасного пилотажно-навигационного комплекса для беспилотных летательных аппаратов*

Р.В. Ермаков

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия
roma-ermakov@yandex.ru

А.А. Серанова

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия
seranova.anna@gmail.com

Д.Ю. Лившиц

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия
pbsnik@gmail.com

И.К. Кузьменко

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия

Д.Е. Гуцевич

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия

К.Д. Чеховская

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия

Е.Н. Скрипаль

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия

А.В. Абакумов

АО «Конструкторское бюро
промышленной автоматики»
Саратов, Россия

А.А. Львов

Саратовский государственный
технический университет им. Ю.А. Гагарина
Саратов, Россия
alvova@mail.ru

Аннотация — В работе рассматриваются, подходы, приёмы и технические решения нашедшие своё отражение в структуре беспилотного пилотажно-навигационного комплекса, позволяющие удовлетворить высоким требованиям к надежности и отказобезопасности.

Ключевые слова — надежность, БПЛА, отказобезопасность

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время беспилотная авиация интенсивно внедряется во все сферы деятельности и активно распространяется по всему миру [1, 2]. Задачи, решение которых возлагается на беспилотный летательный аппарат, влекут за собой жесткие требования в части отказоустойчивости и надежности, предъявляемые к системе автоматического управления. Выполнение этих требований невозможно без развитой системы контроля и диагностики.

Надежность бортового радиоэлектронного оборудования определяется сохранностью во временной области и в установленных пределах значений всех параметров и технических характеристик, определяющих способность выполнять требуемые функции и решать назначенные задачи в заданных режимах и ожидаемых условиях эксплуатации, при техническом обслуживании, хранении и транспортировании.

Надежность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его применения включает в себя безотказность, долговечность,

ремонтпригодность и сохраняемость или определенные сочетания этих свойств.

II. СОСТАВ, СТРУКТУРА, ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА (ПНК)

При выборе состава и структуры ПНК, сформулированы следующие основные требования:

- использование существующих технических решений;
- обеспечение отказоустойчивости комплекса, то есть сохранение его работоспособности без ухудшения и с ухудшением технических характеристик (качества выполнения режимов полета) при возникновении отказов;
- обеспечение требований заказчика по показателям надежности работы комплекса;
- наличие развитых средств обеспечения самоконтроля комплекса на всех этапах его применения, в том числе при реализации полетного контроля, для обнаружения и распознавания (идентификации) отказа аппаратуры и ПО;
- способность комплекса к аппаратно-алгоритмической реконфигурации при обнаружении и распознавании отказов ПО и аппаратуры для обеспечения его работоспособности;

- обеспечение режима автономного счисления навигационных параметров при пропадании сигнала СНС или при нарушении её работоспособности в условиях радиоэлектронного и иного противодействия [3, 4].

Предложены следующие основные пути для обеспечения вышеперечисленных требований:

- резервирование основных жизненно важных компонентов аппаратуры из состава ПНК (датчики, вычислительные блоки, исполнительные механизмы, линии связи);
- использование в качестве основного внутрисистемного интерфейса высоконадёжных дублированных шин связи типа ARINC 825 (CAN 2.0B), обладающих помимо доказанной вероятности ложного приёма на уровне 10^{-12} также механизмом неразрушающего арбитража, что позволяет в критической ситуации автоматически ранжировать передаваемую информацию по уровню важности;
- учитывая, что основной поток данных от датчиков циркулирует в сенсорной сетевой шине, предусмотрены резервные каналы информационного обмена;
- в качестве системы автономной навигации и датчика пилотажной информации использовать бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС); учитывая, что живучесть комплекса критична к отказам БИНС, предусмотрено её резервирование со снижением точности [5];
- производительность процессора центрального вычислителя должна быть достаточна (и иметь запас) для решения задач пилотирования и навигации на всех режимах применения БЛА, комплексной обработки датчиковой информации (комплексирование и реконфигурация информационных систем), реализации алгоритмов полетного контроля с идентификацией места отказа и реализацией алгоритмов реконфигурации комплекса для устранения последствий отказной ситуации, взаимодействия с бортовым оборудованием и т.д.;
- ПНК должен иметь открытую архитектуру как в части внутренней структуры, так и в части интерфейса с целевым оборудованием;
- центральный процессор должен быть наделен многозадачной операционной системой, обеспечивающей решение задач управления в режиме «жесткого реального времени» и открывающей возможность поэтапного наращивания программного обеспечения (т.е. функций системы) без необходимости кардинального изменения уже существующего («отлетанного») ПО.

III. САМОКОНТРОЛЬ ПНК

Архитектура бортового комплекса управления ПНК обеспечивает возможность реализации системы, сохраня-

ющей выполнение заданных функций в случаях возникновения отказов в аппаратной части. Обеспечивается обнаружение отказа, локализация отказа и реконфигурация системы. Информационный поток, проходящий через комплекс, последовательно обрабатывается следующими подсистемами:

- датчиковая подсистема [6, 7];
- вычислительная подсистема;
- исполнительные механизмы.

На текущий момент наиболее важными являются три задачи [8]:

- обеспечение безотказности и отказоустойчивости комплекса, то есть сохранение его работоспособности при возникновении максимального количества отказов,
- наличие развитых средств обеспечения самоконтроля комплекса на всех этапах его применения, в том числе при реализации полетного контроля, для обнаружения и распознавания (идентификации) отказа или сбоя аппаратуры,
- способность комплекса к аппаратно-алгоритмической реконфигурации при обнаружении и распознавании отказа аппаратуры для обеспечения его работоспособности.

В цифровых системах управления принципиальным становится характер отказов, которые можно подразделить на стойкие (отказы), нестойкие отказы (сбои). Причем, как показывает статистика, в среднем интенсивность нестойких отказов в 10 раз больше постоянных. ПНК должен обеспечивать работу системы пока есть хотя бы какая-то возможность для этого, т.е. переживать столько отказов и сбоев, сколько это возможно при постоянной реконфигурации системы [9].

Сбой – отказ, который устраняется после перезапуска отказавшего элемента системы. Характерным примером сбоя служит остановка ЭВМ, устраняемая повторным пуском программы с места останова или ее перезапуском сначала.

Отказ – отказ, который не устраняется после многократного (X раз за Y секунд) перезапуска отказавшего элемента системы.

Задачей мониторинга системы является:

- обнаружение отказа: по содержимому информационных слов, расхождению с аналогичной информацией от элемента-дублера, разовой команды, выходу параметра за пределы допустимого диапазона, показаниям монитора сторожевого таймера; для процессоров посредством контроля четности на всех внутренних и внешних шинах, регистровом файле, и всех ОЗУ, использовании кода обнаружения и коррекции ошибок в интерфейсе основной памяти, обнаружением запрещенных команд, применением обратных (инверсных) алгоритмов и т.д.;

- идентификация отказа или сбой: по заданному времени наличия отказа и его устраняемости методом перезапуска;
- в случае сбоя возможно применение способа произведения «отката» вычислительной системы в некоторое предыдущее исправное состояние;
- в случае стойкого отказа отказавший элемент должен быть изолирован в расчетах от вычислительной конфигурации.

IV. АНАЛИТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ НАДЕЖНОСТИ КОМПЛЕКСА

Рассматриваются две возможные структурные реализации пилотажно-навигационного комплекса для БЛА: с резервированием вычислительной подсистемы и подсистемы сбора и преобразования информации и без.

Возможные структурные реализации пилотажно-навигационного комплекса показаны на рис. 1 и 2.

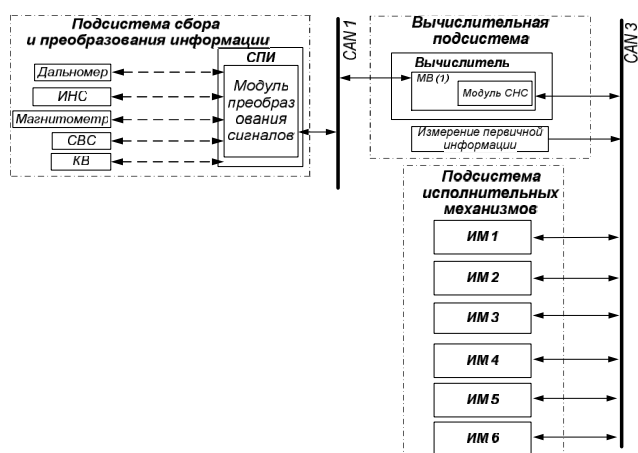


Рис. 1. Схема без резервирования

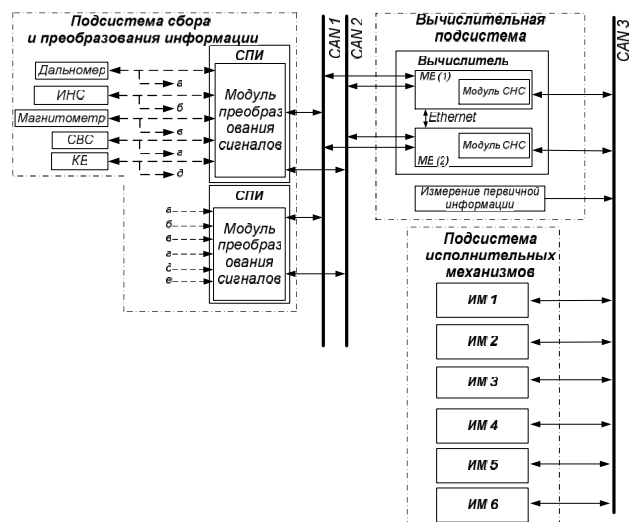


Рис. 2. Схема с резервированием

Рассмотрим вариант без резервирования подсистемы сбора и преобразования информации (СПИ).

Поскольку на данном этапе исследований не заданы алгоритмы функционального резервирования датчиков в подсистеме сбора и преобразования информации и блока измерения первичной информации, то выход каждого датчика из строя считается отказом, а не дефектом всей подсистемы в целом.

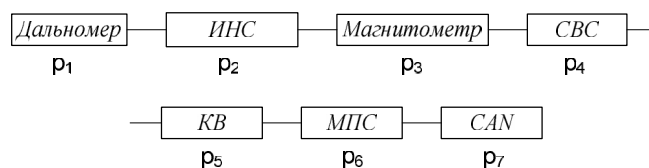


Рис. 3. Схема без резервирования: p_i – вероятности безотказной работы соответствующих блоков

Все составные части подсистемы соединены по последовательной схеме [10]. Следовательно, оценка вероятности безотказной работы, должна проводиться по формуле:

$$P_{спи}^{пол.}(t) = \prod_{i=1}^{n_{спи}} p_i(t) = \left(e^{-\lambda_1 \cdot t} \right) \cdot \dots \cdot \left(e^{-\lambda_{n_{спи}} \cdot t} \right) = e^{-\lambda_{спи} \cdot t}, \quad (1)$$

где $P_{спи}^{пол.}(t)$ – вероятность безотказной работы для последовательного соединения группы элементов подсистемы сбора и преобразования информации; p_i , λ_i – вероятность безотказной работы и интенсивность отказов i -го блока соответственно; $n_{спи}$ – количество элементов подсистемы СПИ; $\lambda_{спи}$ – интенсивность отказов блока СПИ.

Вероятность безотказной работы блока СПИ без резервирования вычисляется в зависимости от интенсивности отказов блока $\lambda_{спи}$ за период времени работы t по формуле:

$$P_{спи}^{пол.}(t) = e^{-\lambda_{спи} \cdot t}. \quad (2)$$

В свою очередь, интенсивность отказов для группы элементов, при последовательном соединении элементов, вычисляется как сумма интенсивностей отказов отдельных элементов:

$$\lambda_{спи}^{пол.} = \lambda_1 + \lambda_2 + \dots + \lambda_{n_{спи}} = \sum_{i=1}^{n_{спи}} \lambda_i. \quad (3)$$

Интенсивность отказов λ_i одного блока вычисляется по формуле:

$$\lambda_i = \frac{1}{T_i}, \quad (4)$$

где T_i – среднее время наработки на отказ i -го блока.

В случае дублирования СПИ имеет место «пассивное» резервирование, т.е. оба блока МПС и соответствующие шины данных включаются одновременно и функциониру-

ют совместно. Вся подсистема работает безотказно, если хотя бы одна из ветвей МПС – CAN находится в рабочем состоянии.

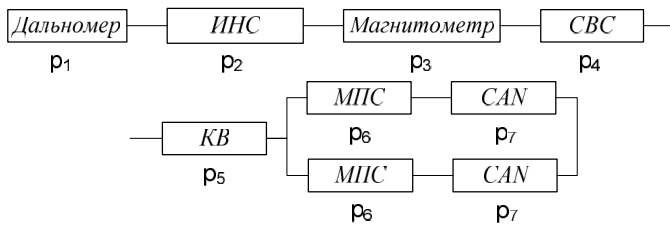


Рис. 4. Схема с дублированием СПИ (рис. 2): смысл и значения вероятностей совпадают с обозначениями рис. 3

Тогда вероятность безотказной работы пары МПС – CAN в любой из ветвей, изображенных на рис. 4, равна:

$$p_{\text{МПС-CAN}}^{\text{посл.}}(t) = p_6 \cdot p_7 = \left(e^{-\lambda_6 \cdot t} \right) \cdot \left(e^{-\lambda_7 \cdot t} \right) = e^{-\lambda_{\text{МПС-CAN}}^{\text{посл.}} \cdot t} \quad (5)$$

После чего несложно подсчитать вероятность безотказной работы параллельного соединения двух идентичных ветвей МПС – CAN:

$$p_{\text{МПС-CAN}}^{\text{нар.}}(t) = 1 - \left[1 - p_{\text{МПС-CAN}}^{\text{посл.}}(t) \right] \cdot \left[1 - p_{\text{МПС-CAN}}^{\text{посл.}}(t) \right] = 1 - (1 - p_6 \cdot p_7)^2 = e^{-\lambda_{\text{МПС-CAN}}^{\text{нар.}} \cdot t} \quad (6)$$

В свою очередь, интенсивность отказов подсистемы СПИ при дублировании ветви МПС – CAN с учетом выражений (3) и (6) вычисляется по формуле:

$$\lambda_{\text{СПИ}}^{\text{дубл.}} = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5 + \lambda_{\text{МПС-CAN}}^{\text{нар.}} \quad (7)$$

где все частные интенсивности отказов $\lambda_1 - \lambda_5$ рассчитываются по формуле (4).

Далее проведем оценку надежности вычислительной подсистемы, сначала без резервирования MB.

Структурная схема надежности вычислительной подсистемы в этом случае имеет вид, показанный на рис. 5.

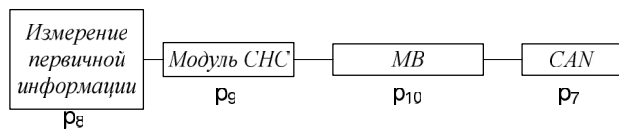


Рис. 5. Схема без резервирования

$$P_B^{\text{посл.}}(t) = p_7(t) \cdot p_8(t) \cdot p_9(t) \cdot p_{10}(t) = \left(e^{-\lambda_7 \cdot t} \right) \cdot \left(e^{-\lambda_8 \cdot t} \right) \cdot \left(e^{-\lambda_9 \cdot t} \right) \cdot \left(e^{-\lambda_{10} \cdot t} \right) = e^{-\lambda_B^{\text{посл.}} \cdot t} \quad (8)$$

Вероятность безотказной работы блока вычислительной подсистемы без резервирования вычисляется в зависимости от интенсивности отказов блока λ_B за период времени работы t по формуле:

$$P_B(t) = e^{-\lambda_B^{\text{посл.}} \cdot t} \quad (9)$$

В свою очередь, интенсивность отказов для группы элементов, при последовательном соединении элементов, вычисляется как сумма интенсивностей отказов отдельных элементов:

$$\lambda_B^{\text{посл.}} = \lambda_7 + \lambda_8 + \lambda_9 + \lambda_{10} \quad (10)$$

В случае дублирования вычислительного модуля структурная схема надежности подсистемы с рис. 5 преобразуется и принимает вид, показанный на рис. 6.

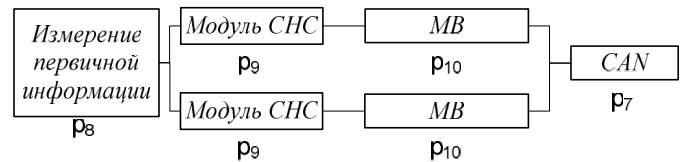


Рис. 6. Схема с дублированием MB (рис. 2)

Тогда вероятность безотказной работы пары Модуль ЧНС – MB в любой из ветвей, изображенных на рис. 6, равна:

$$p_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{посл.}}(t) = p_9 \cdot p_{10} = \left(e^{-\lambda_9 \cdot t} \right) \cdot \left(e^{-\lambda_{10} \cdot t} \right) = e^{-\lambda_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{посл.}} \cdot t} \quad (11)$$

После чего несложно подсчитать вероятность безотказной работы параллельного соединения двух идентичных ветвей Модуль ЧНС – MB:

$$p_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{нар.}}(t) = 1 - \left[1 - p_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{посл.}}(t) \right] \cdot \left[1 - p_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{посл.}}(t) \right] = 1 - (1 - p_9 \cdot p_{10})^2 = e^{-\lambda_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{нар.}} \cdot t} \quad (12)$$

В свою очередь, интенсивность отказов вычислительной подсистемы при дублировании ветви Модуль ЧНС – MB с учетом выражений (10) и (12) вычисляется по формуле

$$\lambda_B^{\text{дубл.}} = \lambda_7 + \lambda_8 + \lambda_{\text{ЧНС-MB}}^{\text{нар.}} \quad (13)$$

Также для расчета надежности комплекса необходимо провести оценку надежности подсистемы электромеханических приводов. Поскольку дублирования элементов этой

подсистемы не производится, то расчет ее надежности производится вне зависимости от структуры всей системы.

Подсистема состоит из шести одинаковых приводов. Естественно считать, что безотказность работы всех этих приводов одинаковая и равна:

$$p_{11} = e^{-\lambda_{11} \cdot t}. \quad (14)$$

По условиям эксплуатации этой подсистемы отказ любого одного из приводов считается дефектом. Для отказа подсистемы необходим отказ как минимум любых двух приводов. Обозначим вероятность отказа любого из приводов:

$$q_{11} = 1 - p_{11} = 1 - e^{-\lambda_{11} \cdot t}. \quad (15)$$

Тогда событие В, заключающееся в отказе подсистемы приводов, наступает в случае, если наступит хотя бы одно из событий В2, В3, В4, В5, В6, где событие В_і заключается в одновременном отказе і приводов из шести. Вероятность наступления события В_і вычисляется из выражения:

$$p(B_i) = C_6^i \cdot q_{11}^i \cdot p_{11}^{6-i} = \frac{6!}{i!(6-i)!} \cdot q_{11}^i \cdot p_{11}^{6-i}, \quad (16)$$

где C_n^i – число сочетаний из n по i.

После этого можно вычислить вероятность наступления события В (отказа подсистемы приводов):

$$P(B) = \sum_{i=2}^6 C_6^i \cdot q_{11}^i \cdot p_{11}^{6-i} \quad (17)$$

Вероятность безотказной работы подсистемы приводов можно рассчитать из соотношения:

$$\begin{aligned} P_{PP}(t) &= 1 - P(B) = 1 - \sum_{i=2}^6 C_6^i \cdot q_{11}^i \cdot p_{11}^{6-i} = \\ &= 1 - \sum_{i=2}^6 C_6^i \cdot \left(1 - e^{-\lambda_{11} \cdot t}\right)^i \cdot e^{-(6-i)\lambda_{11} \cdot t} = \\ &= e^{-\lambda_{PP} \cdot t}. \end{aligned} \quad (18)$$

Из рис. 1 и 2 видно, что в независимо от структурной схемы все три подсистемы соединены в системе по последовательной схеме, поэтому вероятность безотказной работы системы в целом определяется из соотношения:

$$P(t) = P_{СПИ}(t) \cdot P_B(t) \cdot P_{PP}(t). \quad (19)$$

Подставляя значения вероятностей безотказной работы подсистем из выражений (1), (8) и (18) в формулу (19),

имеем соотношение для расчета вероятности безотказной работы пилотажно-навигационного комплекса без резервирования:

$$P(t) = \left[e^{-\left(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5 + \lambda_6 + 2\lambda_7 + 2\lambda_8 + \lambda_9 + \lambda_{10} + \lambda_{PP} \right) \cdot t} \right], \quad (20)$$

где величина λ_{PP} вычисляется из выражения (18).

Подставляя значения вероятностей безотказной работы подсистем из выражений (7), (13) и (18) в формулу (19), имеем соотношение для расчета вероятности безотказной работы пилотажно-навигационного комплекса для структуры с дублированием:

$$P(t) = \left[e^{-\left(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5 + \lambda_7 + \lambda_8 + \lambda_{МПС-САН}^{нар.} + \lambda_{СНС-МВ}^{нар.} + \lambda_{PP} \right) \cdot t} \right], \quad (21)$$

где величины $\lambda_{МПС-САН}^{нар.}$, $\lambda_{СНС-МВ}^{нар.}$ и λ_{PP} вычисляются из выражений (6), (12) и (18) соответственно.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе приведены две схемы построения ПНК для БЛА в соответствии с описанными техническими решениями. В процессе анализа было выявлено, что в дублированной системе надежность понижается, но в то же время возрастает отказобезопасность.

В работе приведен теоретический расчет показателей отказобезопасности для двух структурных построений комплекса (с дублированием и без).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Абакумов А.В., Гуцевич Д.Е., Ермаков Р.В., Лившиц Д.Ю., Ромадин С.Н., Серанова А.А., Сергушов И.В., Скрипаль Е.Н. Особенности конструирования пилотажно-навигационных комплексов для малых беспилотных летательных аппаратов различного типа // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 142–152
- [2] Лившиц Д.Ю., Абакумов А.В., Кузьменко И.К., Сергушов И.В., Слонов В.Н. Система автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов с использованием лазерных излучателей // Математические методы в технике и технологиях – ММТТ-29: сб. трудов XXIX Междунар. науч. конф. в 12 т. Т.8. Саратов: Саратов. гос. техн. ун-т; Санкт-Петербург: СПбГТИ(ТУ), СПбПУ, СПИИРАН; Самара: Самарск. гос. техн. ун-т, 2016. С. 130–133.
- [3] Абакумов А.В., Гулевич С.П., Сергушов И.В., Скрипаль Е.Н. Использование современных высокоточных датчиков угловых скоростей и линейных ускорений для обеспечения автоматического захода на посадку летательных аппаратов // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2016. № 4. С. 147–154.
- [4] Сергушов И.В., Ермаков Р.В., Ульянина Ю.А., Серанова А.А., Львов А.А., Скрипаль Е.Н. Анализ источников погрешностей

- навигационной системы малого беспилотного летательного аппарата // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». 2018. Т. 2. С. 53–57.
- [5] 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-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 244–248.
- [6] 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.
- [7] Абакумов А.В., Гудевич Д.Е., Ермаков Р.В., Львов А.А., Серанова А.А., Скрипаль Е.Н. Результаты испытаний микромеханических инерциальных датчиков при комбинированном воздействии // Проблемы управления, обработки и передачи информации. Сб. трудов V Международной юбилейной научной конференции. Саратовский государственный технический университет. 2017. С. 506–511.
- [8] Рябинин И.А.. Надежность и безопасность структурно-сложных систем. СПб.: Политехника, 2000. 248 с.
- [9] ГОСТ 27.002-89. Надёжность в технике: основные понятия, термины и определения.
- [10] ГОСТ Р 50779.10-2000 Статистические методы. Вероятность и основы статистики. Термины и определения.

Перспективный пилотажно-навигационный комплекс с интеллектуальной компонентой*

М.С. Селезнева, А.В. Бабиченко, А.В. Пролетарский, К.А. Неусыпин, И.В. Муратов

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

m.s.selezneva@mail.ru

Аннотация — Разработана структура пилотажно-навигационного комплекса летательного аппарата, способная изменять свою архитектуру в зависимости от уровня помех и условий полета. Алгоритмическое обеспечение комплекса дополнительно включает интеллектуальную компоненту в составе алгоритм самоорганизации, динамической базы данных и критерия сравнения прогноза и текущего состояния комплекса. Разработан алгоритм комплексирования, включающий оригинальный критерий степени наблюдаемости переменных состояния, позволяющий формировать оптимальную структуру комплекса.

Ключевые слова — летательный аппарат, пилотажно-навигационный комплекс, интеллектуальная компонента, критерий степени наблюдаемости

I. ВВЕДЕНИЕ

Эффективность применения современных высокоманевренных и сверхманевренных многофункциональных летательных аппаратов (ЛА) определяется не только их летно-техническими характеристиками и вооружением, но и возможностями бортового оборудования по информационному обеспечению боевых действий, управлению оружием и защите ЛА.

Точность измерений параметров ЛА, зависит от условий эксплуатации, конструктивных особенностей измерительных систем и их алгоритмического обеспечения. Алгоритмическое обеспечение измерительных систем ЛА включает алгоритмы оценивания, управления, прогнозирования и комплексирования. Измерительные системы, основанные на разных физических принципах, с помощью этих алгоритмов объединяются в пилотажно-навигационные комплексы (ПНК), способы построения которых зависят от типа и условий функционирования динамического объекта, конструктивных и финансовых возможностей, требуемой точности измерений [1, 2, 3].

ПНК самолетов Су-27СМ, Су-30СМ, Су-34, МиГ-29К построены по принципу применения бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС) для решения комплексных задач, задач навигации, управления и взаимодействия с сохранением независимости работы отдельных входящих в комплекс систем.

Требования, предъявляемые к точности, помехо- и отказоустойчивости, диапазону применения измерительных систем и ПНК в целом, постоянно возрастают. Но при этом параллельно происходит также качественный и количе-

ственный рост информационно-вычислительных ресурсов БЦВС ПНК. Это позволило обеспечить требуемые характеристики ПНК указанных самолетов алгоритмическими методами и достичь результата за короткое время с минимальными затратами [4, 5, 6].

Измерительные системы ПНК имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования ЛА. Для компенсации погрешностей используются методы многоуровневой адаптивно-робастной комплексной обработки информации.

Существующие ПНК имеют высокую помехо- и отказоустойчивость, позволяют получать достоверную навигационную информацию во всем диапазоне условий их функционирования. Однако при создании перспективных ЛА требования к их измерительному оборудованию неуклонно возрастают, поэтому разработка новых подходов, алгоритмов обработки информации и конструкций измерительных систем является актуальным и важным комплексом задач (последняя задача требует существенных временных и финансовых затрат, поэтому в настоящей работе не рассматривается).

Для получения максимально возможной точности измерений необходимо учитывать все особенности функционирования измерительных систем и условия полета ЛА.

Целью работы является повышение точности навигационных определений с помощью разработки перспективных структур ПНК ЛА.

II. СОВРЕМЕННЫЕ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ ЛА

Современный уровень развития – это ПНК в составе КБО 5-го поколения (самолет Т-50, Су-35 и др.), а также ПНК «переходных» поколений КБО 4+ (самолеты Су-30, Су-34, МиГ-29К, вертолеты Ми-28НМ, Ка-52). Программно-математическое обеспечение современных ПНК позволяет осуществлять комплексную обработку информации, поступающей от разных датчиков и осуществлять коррекцию менее точных систем (при наличии корректоров).

ПНК ЛА Су-27СМ, Су-30СМ, Су-34, МиГ-29К построены по принципу применения бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС) для решения комплексных задач, задач навигации, управления и взаимодействия с сохранением независимости работы отдельных входящих в комплекс систем.

В настоящее время разрабатывается и выпускается пилотажно-навигационное оборудование, в котором реализуется концепция интегрированных комплексов бортового оборудования, построенных на универсальных вычислительных системах с организацией обработки пилотажно-навигационной информации на нескольких последовательных уровнях. Программно-математическое обеспечение современных ПНК позволяет осуществлять комплексную обработку информации, поступающей от разных датчиков и осуществлять коррекцию менее точных систем (при наличии корректоров). Такой подход обеспечивает автономность, помехозащищенность и надежность. ПНК. Дальнейшее развитие ПНК тесно связано с интеллектуализацией управления ЛА.

ПНК представляют собой некоторое количество систем и датчиков, в основу принципа действия которых положены различные физические принципы. Эти системы объединены алгоритмически.

В настоящее время развивается два подхода к идее комплексирования, а именно использование минимального количества датчиков, входящих в состав навигационного комплекса, и использование наибольшего количества датчиков, информация с которых подвергается совместной обработке.

Первый подход находит широкое применение в современных ПНК, так как обеспечивает достаточно высокую точность определения навигационных параметров ЛА, надежность ПНК и не требует больших вычислительных затрат. Подобные навигационные комплексы обычно включают ИНС и ДИСС или ИНС, баровысотомер и датчик навигационного поля (например, РЛС) и др. [7, 8, 9].

Второй подход к решению задачи комплексирования требует повышенной производительности БЦВМ и размещения на борту ЛА большого количества прецизионных датчиков и систем. Такие ПНК могут включать ИНС, ДИСС, радиовысотомер, баровысотомер, радиосистемы ближней и дальней навигации, датчики различных информационных полей и др. Теоретически такие ПНК должны обеспечивать высокую точность и отличаться надежностью. На практике из-за погрешностей внешних возмущений (активных и пассивных помех), точность навигационных комплексов существенно снижается. Требование для реализации алгоритмического обеспечения ПНК БЦВМ повышенной мощности также ограничивает их применение на современных ЛА.

Логическим завершением идеи комплексирования можно считать селективный подход, который включает преимущества двух рассмотренных выше подходов. ПНК, реализующие селективный подход, состоят из максимально возможного количества систем и датчиков навигационной информации, а также алгоритмического обеспечения. Алгоритмическое обеспечение селективного ПНК включает алгоритм выбора наиболее достоверной навигационной информации и алгоритм обработки этой информации с целью повышения точности навигационных определений.

Традиционной схемой ПНК является ИНС, принятая за базовую систему, снабженная несколькими датчиками

внешней информации, алгоритмами комплексирования и оценивания. Алгоритмы комплексирования представляет собой алгоритмы обработки сигналов от используемых навигационных систем и датчиков. Увеличение количества измерительных систем теоретически позволяет с большей точностью получить информацию о навигационных параметрах объекта. На практике же при использовании систем с различными точностными характеристиками и из-за несовершенства алгоритмического обеспечения точность определения навигационной информации снижается. Поэтому с помощью алгоритмов комплексирования выделяются системы, позволяющие получать наиболее достоверную информацию о навигационных параметрах объекта. Или в процессе совместной обработки сигналов с различных систем выделяется наиболее достоверная информация.

Селективные комплексы предполагают определение наиболее достоверной информации и последующую обработку ее посредством алгоритма оценивания. С выхода алгоритма оценивания оценка вектора состояния поступает в выходную информацию комплекса для коррекции последней.

Для определения наиболее достоверной информации предлагается использовать критерий степени наблюдаемости переменных состояния. Состав комплекса определяется по наибольшему значению критерия степени наблюдаемости конкретной компоненты вектора состояния.

Рассматривается возможный состав ПНК, т.е. все системы, которые могут быть использованы для получения навигационной информации. В качестве базовой системы выбирается наиболее точная и универсальная система. Обычно в качестве такой системы выбирается ИНС.

Селективный комплекс функционирует следующим образом. Рассматривается вектор состояния базовой системы при непосредственном измерении одной из переменных состояния с помощью внешнего датчика информации. Имеется ввиду, что информация внешняя по отношению к базовой системе. Для каждой компоненты вектора состояния определяются степени наблюдаемости. Затем рассматривается вектор состояния при непосредственном измерении одной из компонент другим датчиком внешней информации. Проводятся аналогичные расчеты и определяются степени наблюдаемости переменных состояния в этом случае.

Следующий этап - сравнение степеней наблюдаемости соответствующих переменных состояния. По наибольшим значениям степеней наблюдаемости определяется рабочий контур комплекса.

При функционировании селективных комплексов периодически проводится анализ степеней наблюдаемости переменных состояния и осуществляется автоматический: выбор наилучшей структуры рабочего контура комплекса. Измеряемые посредством выбранных датчиков сигналы используются в алгоритме оценивания для формирования оценок погрешностей базовой навигационной системы. А затем оценки погрешностей используются для коррекции навигационной информации.

III. ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС С ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ КОМПОНЕНТОЙ

Концепция интеллектуальных систем широко используется при синтезе систем управления нового поколения. В рамках этой концепции современная сложная система управления разрабатывается как функциональная система с присущим ей приспособительным эффектом. Полезный приспособительный эффект способствует достижению цели, которая выступает в том числе и как системообразующий фактор. Отличительная черта любого результата, который способствует достижению цели, это то, что он получается на основе принципа саморегуляции и обладает одинаковыми узловыми механизмами, а именно, афферентным синтезом цели, принятием решения к действию, эфферентной программой действия, акцептором действия, обратной афферентацией о параметрах результата и сличением параметров полученного результата с параметрами, прогнозированными акцептором действия.

Для получения полной информации о состоянии интеллектуальной системы необходимо рассматривать не только измеряемые параметры, а и наблюдаемые, но непосредственно не измеряемые переменные состояния. Собственное состояние интеллектуальной системы определяется посредством различных алгоритмов оценивания, в которых по измерениям части параметров осуществляется восстановление всего вектора состояния.

Алгоритмическая связь осуществляется посредством алгоритмов комплексирования. В современных ПНК проводится обработка сигналов от всех измерительных систем с целью получения наиболее достоверной информации о состоянии объекта исследования. Наибольшей популярностью в последнее время пользуются методы комплексирования, основанные на применении какого-либо критерия селекции измерительных сигналов или ансамбля критериев.

При разработке концепции построения оптимальной структуры чувствительных элементов интеллектуальной системы целесообразно обратиться к живым организмам. В живых организмах присутствуют помимо прочих функциональные системы с относительно пассивным внешним звеном саморегуляции. Органы чувств воспринимают информацию об окружающей среде и действуют на основе различных физических принципов. При ухудшении восприятия информации одним чувствительным органом доверие к этой информации уменьшается и информационный дефицит пополняется посредством другого чувствительного органа. Например, при уменьшении освещенности зрительная (визуальная) информация становится недостоверной и предпочтение отдается другим органам чувств – осязанию, обонянию. Аналогичную структуру функциональной системы целесообразно использовать при синтезе ПНК.

Современные ПНК строятся из максимально возможного количества измерительных систем и датчиков, а также алгоритмического обеспечения, включающего критерий выбора наиболее достоверной информации. Так как последующая обработка информации от измерительных систем обычно проводится посредством различных алгоритмов оценивания, предлагается в качестве критерия достоверности использовать численный критерий степени наблюдаемости.

Применение селективного подхода к задаче определения наилучшей структуры рабочего контура комплекса позволяет использовать комплекс наиболее эффективно на каждом этапе его функционирования.

Одним из недостатков селективного комплекса является способ выбора математической модели в алгоритме оценивания. Предполагается использование модели из ограниченного числа заранее определенных моделей, разработанных на основе априорной информации. Выбор модели осуществляется в соответствии с результатами анализа степеней наблюдаемости посредством численного критерия. Набор математических моделей ограничен и т.к. синтез моделей осуществляется на основе априорных данных, то часто имеющиеся модели недостаточно точно описывают реальный исследуемый процесс. Поэтому точность оценивания и следовательно достоверность информации о состоянии объекта может существенно снижаться.

Другим недостатком селективного комплекса является то, что для определения его структуры используется информация, полученная на предыдущем этапе его функционирования. Выбранная таким образом структура может быть не оптимальной на следующем интервале работы комплекса, т.к. при выборе не учитываются текущие информационные сигналы.

Эти недостатки могут быть в достаточной степени скомпенсированы алгоритмическим путем. Селекция информационных сигналов в комплексе осуществляется на основе концепции построения функциональных систем, с использованием алгоритма прогноза.

ПНК с интеллектуальной компонентой предусматривает изменение структуры чувствительных элементов, а также изменение конфигурации алгоритмического обеспечения. В случае, когда численные значения степеней наблюдаемости не превышают заранее установленного порогового значения, т.е. анализируемые измерительные системы не позволяют оценить состояние системы достаточно точно, предусмотрено изменение рабочего контура. Для компенсации ошибок базовой системы используется их прогноз. Полученные посредством алгоритма самоорганизации модели применяются для прогнозирования ошибок базовой системы. В выходной информации базовой системы компенсация осуществляется посредством сигналов от алгоритма прогноза, а не с помощью сигналов с блока оценивания.

Таким образом, использована концепция построения интеллектуальных систем при синтезе ПНК. Принятие решения о выборе структуры комплекса сопровождается формированием программы действия с одновременным прогнозом результата (акцептор действия).

Использование концепции построения интеллектуальных систем вместо селективного комплекса несколько усложняет алгоритмическое обеспечение. Помимо алгоритма определения степеней наблюдаемости, алгоритма формирования измерений и алгоритма оценивания необходимо дополнительно реализовать алгоритм самоорганизации для построения модели оптимальной сложности, алгоритм прогноза, используемый для предсказания состояния системы и динамическую базу данных, состоящую из

предсказанных характеристик погрешностей базовой измерительной системы, а также алгоритм сравнения действительной априорной информации с прогнозированной. ПНК с интеллектуальной компонентой (ПНКИК) обладает специфическим узловым механизмом – акцептором действия [1, 2, 3], который представляет собой интеллектуальную компоненту. Акцептор действия включает алгоритм построения прогнозирующей модели исследуемых параметров ПНКИК, алгоритмы прогноза и сравнения текущих измерений с прогнозом. Фрагмент структуры ПНКИК представлен на рис. 1.

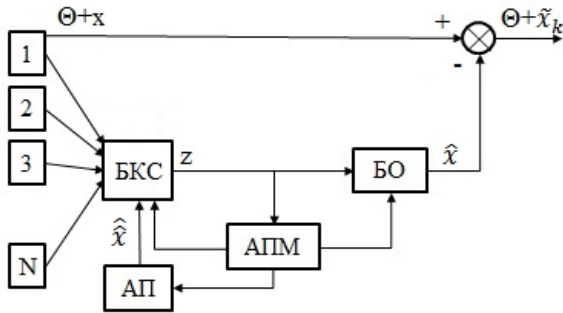


Рис. 1. Фрагмент структуры прицельно-навигационного комплекса с интеллектуальной компонентой

где 1 – базовая навигационная система, обычно ИНС; 2, ..., N – датчики и измерительные системы внешней информации; z – измерения; БО – блок оценивания; Θ – истинная навигационная информация; x – погрешности ИНС; $\hat{x}_k$ – оценки погрешностей ИНС; $\tilde{x}_k$ – ошибка оценивания; $\hat{\tilde{x}}_k$ – прогноз погрешностей ИНС; БКС – блок комплексирования и сравнения; БД – динамическая база данных; 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. Полученная на основе проведенных измерений математическая модель используется в алгоритме оценивания для определения состояния исследуемой системы, в критерии селекции измерительных сигналов, а также с помощью математической модели осуществляется прогноз состояния системы на некотором интервале времени, который выбирается в соответствии с режимом функционирования ЛА.

Результаты обработки информации позволяют определить наилучший состав ПНКИК. В процессе функционирования проводятся измерения, вычисляются значения критерия селекции при использовании каждого внешнего датчика совместно с ИНС, проводится построение модели, прогноз и сличение прогноза с результатом действия, оценивается вектор состояния, включающий погрешности ИНС, осуществляется коррекция погрешностей ИНС, определяется оптимальная структура рабочего контура ПНКИК, которая будет использована на интервале прогнозирования.

БО реализуется посредством алгоритма оценивания, например модификации фильтра Калмана [10, 11].

При формировании критерия степени наблюдаемости использованы нестационарные уравнения погрешностей ИНС:

$$x_k = F_{k-1}x_{k-1} + w_{k-1}. \quad (1)$$

И уравнение измерений имеет вид:

$$z_k = H_k x_k + v_k. \quad (2)$$

Критерий степени наблюдаемости для нестационарных систем имеет вид:

$$\lambda_k^i = \frac{M[(x_k^i)^2]}{M[(y_k^i)^2] \sum_{j=1}^l \zeta_{ij}^2}. \quad (3)$$

Здесь $M[(x_k^i)^2]$ – дисперсия произвольной i -ой компоненты вектора состояния; $M[(y_k^i)^2]$ – дисперсия формируемого измеряемого вектора состояния y ; ζ_{ij} – i -я строка матрицы S_k^{-1} ; y^i – i -й элемент вектора y ; ζ^i – i -я строка матрицы S_k^{-1} .

$$S_k = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi_{k,k-1} \\ H\Phi_{k,k+1}\Phi_{k,k-1} \\ \dots \end{bmatrix}$$

Приведенный измерительный шум имеет вид:

$$v_k^{*i} = \zeta_1^i v_1 + \zeta_2^i v_2 + \dots + \zeta_l^i v_l,$$

Дисперсия приведенного измерительного шума:

$$r_k^{*i} = M[(v_k^{*i})^2] = [\zeta_1^{i2} + \zeta_2^{i2} + \dots + \zeta_l^{i2}] r_k,$$

где $r_k = M[v_k^2]$ – дисперсия исходного измерительного шума v_k .

При изменении режима функционирования ЛА в ПНКИК анализируются степени наблюдаемости переменных состояний и осуществляется автоматический выбор наилучшей структуры комплекса. Для прогнозирования погрешностей измерительных систем в АПМ необходимо сформировать математическую модель. Известно много способов построения прогнозирующих моделей [2, 5].

Например, при коррекции навигационных систем ЛА в случае потери информационного контакта с дополнительными измерительными системами (ГЛОНАСС и др.) для построения прогнозирующей модели применяют алгоритм самоорганизации [12].

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Использована тестовая математическая модель горизонтального канала погрешностей ИНС [1, 2]. Вектор состояния модели включает: δV_k – ошибки ИНС в определении скорости, φ_k – углы отклонения гиростабилизированной платформы (ГСП) относительно сопровождающего трехгранника, ε_k – скорость дрейфа ГСП.

Измеряется только ошибка ИНС в определении скорости, т.е.

$$H = [1 \ 0 \dots 0]$$

Результаты моделирования представлены только для одной компоненты вектора состояния, так как для остальных компонент моделирование выполняется аналогично.

Моделирование погрешностей ИНС ПНК ИК представлено на рис. 2.

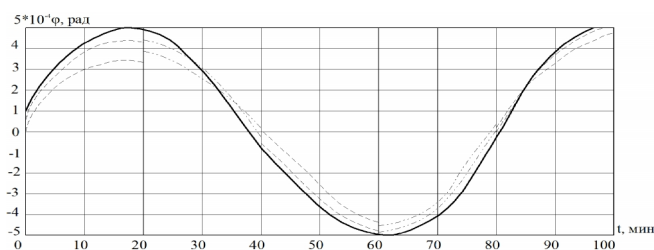


Рис. 2. Погрешность ИНС в определении скорости и ее оценки селективным ПНК и ПНК ИК

При использовании ПНК ИК удается повысить точность (по сравнению с селективным ПНК): ошибки в определении скорости (δV) – на 5%; углы отклонения ГСП (φ) – на 7%; скорость дрейфа (ε) – на 10%.

V. ВЫВОДЫ

Разработана структура ПНК, способная изменять свой рабочий контур в зависимости от уровня помех и условий полета ЛА. Алгоритмическое обеспечение ПНК ИК ЛА дополнительно включает алгоритм самоорганизации, динамическую базу данных, критерий степени наблюдаемости переменных состояния и критерий сравнения прогноза и текущего состояния комплекса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Shen, K., Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Development of an algorithm for correction of an inertial navigation system in Off-Line mode, *Measurement Techniques*, 2018, vol. 60, no. 10, pp. 991–997.
- [2] Selezneva, M.S., Neusypin, K.A., Development of a measurement complex with intelligent component, *Measurement Techniques*, 2016, vol. 59, no. 9, pp. 916–922.
- [3] Gupta, M.M., Sinha, N.K., Intelligent control systems: Theory and application, New York, IEEE Press, 1996, 324 p.
- [4] Astrom, K.J., McAvoy, T.J., Intelligent control: An overview and evaluation, New York, Van Nostrand Reinhold, 1992, 175 p.
- [5] Shen Kai et al., A novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles, *Metrology and Measurement systems*, 2017, no. 2, pp. 347–356.
- [6] Groves, P.D., Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems, Artech House, 2013, 800 p.
- [7] Noureldin, A., Karamat, T., Georgy, J., Fundamentals of Inertial Navigation? Satellite-based Positioning and their Integration, Heigelberg, Springer-Verlag, 2013, 324 p.
- [8] Groves, P.D., Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems, Artech House, 2013, 800 p.
- [9] Neusypin, K.A., Selezneva, M.S., Proletarsky, A.V., Shen, K. Algorithm for building models of INS/GNSS integrated navigation system using the degree of identifiability, *25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2018, pp. 1–5.
- [10] Kalman, R.E., A new approach to linear filtering and prediction problems, *Trans. ASME. Ser.D, Journal of Basic Engineering*, 1960, vol. 82, pp. 35–45.
- [11] Kalman, R.E., A new approach to linear filtering and prediction problems, *Trans. ASME. Ser.D, Journal of Basic Engineering*, 1960, vol. 82, pp. 35–45.
- [12] Neusypin, K., Selezneva, M., Proletarsky, A. Nonlinear information processing algorithm for navigation complex with increased degree of parametric identifiability, *Studies in Systems, Decision and Control*, 2019, 199, pp. 37–49.

Навигация и управление свободнолетающим роботом-манипулятором при механическом захвате пассивного космического аппарата*

Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов, Т.Е. Сомова

Отдел навигации, наведения и управления,

Самарский государственный технический университет

Самара, Россия

e_somov@mail.ru butyrinsa@mail.ru s_somov@mail.ru te_somova@mail.ru

Аннотация — Представляются методы навигации, наведения и управления космическим роботом-манипулятором при подготовке и захвате пассивного спутника на солнечно-синхронной орбите.

Ключевые слова — робот, управление, захват спутника

I. ВВЕДЕНИЕ

Рассматриваются методы навигации, наведения и управления космическим роботом-манипулятором (КРМ) при подготовке и захвате пассивного спутника (рис. 1) в условиях неопределенности и неполноты измерения. Дальнейшая транспортировка пассивного космического объекта (ПКО) будет способствовать продлению срока его активного существования за счет технологической модернизации на борту орбитальной космической станции или в наземных условиях.

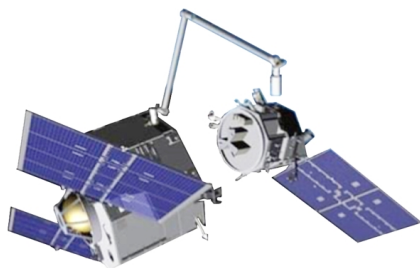


Рис. 1. КРМ готов захватить ПКО

В работе [1] приведен аналитический обзор современных методов и технологий по кинематике, динамике, управлению и анализу возможностей КРМ при обслуживании орбитальных миссий. Эта статья дает обзор 370 публикаций по указанной тематике и кратко представляет многошаговый процесс захвата ПКО, предложенный в монографии [2]. Ряд проблем оптимального управления космическими роботами при захвате кувыркающихся объектов рассмотрен в [3], наши последние исследования представлены в [4, 5]. Система управления движением (СУД) КРМ имеет такие приводы: (i) двигательную установку (ДУ) с восемью реактивными двигателями (РД) и широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги, что позволяет одновременно создавать векторы силы и момента в произвольных направлениях связанной с корпусом КРМ систе-

мы координат (ССК) $Ox_0y_0z_0$ с началом в полюсе O , рис. 2; (ii) силовой гироскопический кластер (СГК) на основе четырех гиродинов (ГД) – двухступенных силовых гироскопов. Измерение параметров движения КРМ выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), которая корректируется сигналами спутников GPS/ГЛОНАСС и астрономической системой (АС) на основе звездных датчиков. При дальности менее 10 м параметры движения КРМ относительно ПКО определяются камерами наблюдения и дальномерами [6–8].

II. МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При орбитальных движениях КРМ и ПКО в околоземном пространстве очень сложно решить ключевые проблемы. Необходимо учитывать поступательное и вращательное движения как пассивной цели, так и управляемого КРМ по законам механики космического полета в гравитационных полях Земли, Луны и Солнца, а также влияние сил давления солнечной радиации.

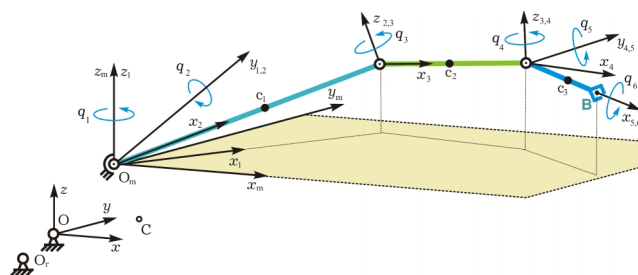


Рис. 2. Кинематическая схема бортового манипулятора

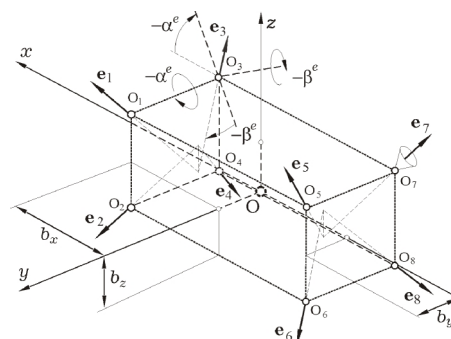


Рис. 3. Схема ДУ на основе восьми реактивных двигателей

Используются ССК $\mathbf{B}$, орбитальная (ОСК) $\mathbf{O}$ и инерциальная (ИСК) $\mathbf{I}$ системы координат, а также обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и $\circ$, $\sim$ для векторов, матриц и кватернионов. В схеме ДУ на рис. 3 положения ортов $\mathbf{e}_p$, $p = 1 \div 8$ по осям сопел РД определяются углами α^e , β^e . Вектор $\mathbf{p}_p$ точки O_p приложения вектора тяги p -го РД определяется параметрами b_x , b_y , b_z . Каждый РД имеет ШИМ тяги $p_p(t)$ с нелинейным непрерывно-дискретным описанием

$$p_p(t) = P^m \text{PWM}(t - T_{zu}^e, \tau_m, v_{pr}) \quad \forall t \in [t_r, t_{r+1})$$

при периоде T_u^e и запаздывании T_{zu}^e . Здесь P^m является номинальным значением тяги, одинаковым для всех РД, $t_{r+1} = t_r + T_u^e$, $t_r = rT_u^e$, $r \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$ и функции

$$\tau_{pr}(\tau_m) = \begin{cases} 0 & |v_{pr}| \leq \tau_m; \\ \text{sat}(T_u^e, |v_{pr}|) & |v_{pr}| > \tau_m. \end{cases}$$

В ССК вектор тяги p -го РД вычисляется по соотношению $\mathbf{p}_p = -p_p \mathbf{e}_p$, а векторы тяги $\mathbf{P}^e \equiv \mathbf{P} = \{\mathbf{P}_i\}$ и момента $\mathbf{M}^e \equiv \mathbf{M}$ ДУ формируются согласно формулам $\mathbf{P}^e = \Sigma \mathbf{p}_p(t)$ и $\mathbf{M}^e = \Sigma [\mathbf{p}_p \times] \mathbf{p}_p(t)$.

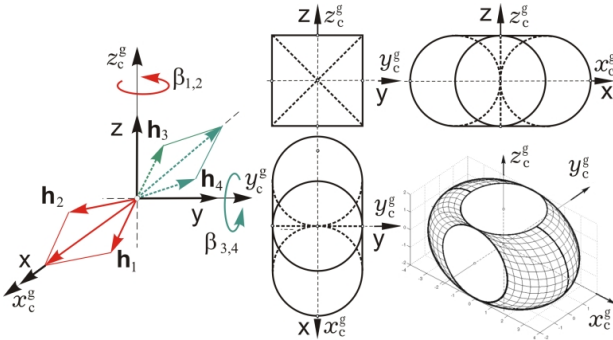


Рис. 4. Схема СГК и оболочка области вариации вектора КМ

Столбец $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \mathbf{h}_g \Sigma \mathbf{h}_p(\boldsymbol{\beta}_p)$ представляет вектор кинетического момента (КМ) схемы СГК 2-SPE на основе четырех ГД (рис. 4), где $|\mathbf{h}_p| = 1$, $p = 1 \div 4$ и $\mathbf{h}_g$ является постоянным собственным КМ каждого ГД. При большом передаточном числе редуктора в приводе ГД имеем близкие командные $\mathbf{u}_p^g = \dot{\boldsymbol{\beta}}_p^e(t)$ и фактические $\dot{\boldsymbol{\beta}}_p(t)$ угловые скорости. При цифровом управлении $\mathbf{u}_k^g(t) = \{\mathbf{u}_{pk}^g(t)\}$, $\mathbf{u}_{pk}^g(t) = \mathbf{u}_{pk}^g \quad \forall t \in [t_k, t_{k+1})$, с периодом T_u , $t_{k+1} = t_k + T_u$ и $k \in N_0$, вектор $\mathbf{M}^g = \{\mathbf{M}_i^g\}$ управляющего момента СГК представляется нелинейным соотношением [9]

$$\mathbf{M}_k^g(t) = -\mathbf{h}_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)) \mathbf{u}_k^g(t); \quad \dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^g(t),$$

где $\boldsymbol{\beta} = \{\boldsymbol{\beta}_p\}$ и матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$. На рис. 4 приведена схема 2-SPE, область вариации нормированного вектора $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \Sigma \mathbf{h}_p(\boldsymbol{\beta}_p)$ КМ СГК и ее проекции на плоскости гироскопического базиса $Ox_c^g y_c^g z_c^g$.

В ИСК $\mathbf{I}$ ориентация ССК определяется кватернионом $\boldsymbol{\Lambda} = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$. Используется вектор модифицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{e} \text{tg}(\Phi/4)$ с ортом Эйлера $\mathbf{e}$ и углом Φ собственного поворота, который однозначно связан с кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}$ аналитическими соотношениями. Пусть задано угловое движение ОСК $\boldsymbol{\Lambda}^o(t), \boldsymbol{\omega}^o(t)$ в ИСК. Кватернион ошибки $\mathbf{E} = (\mathbf{e}_0, \mathbf{e}) = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^o \circ \boldsymbol{\Lambda}$ соответствует вектору параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{\mathbf{e}_0, \mathbf{e}\}$, матрице $\mathbf{C}^o = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_0^t$, где $\mathbf{Q}_0 = \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e} \times]$, и вектору $\delta \boldsymbol{\Phi} = \{\delta \Phi_i\} = \{2\mathbf{e}_0 \mathbf{e}_i\}$ угловых ошибок, а вектор ошибки по угловым скоростям вычисляется как $\delta \boldsymbol{\omega} = \{\delta \omega_i\} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^o \boldsymbol{\omega}^o(t)$. Кинематические уравнения для вектора $\mathbf{r}_0$ расположения КРМ и кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}$ имеют вид $\dot{\mathbf{r}}_0 = \mathbf{r}_0^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_0$; $\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2$, где $(\cdot)^*$ является символом локальной производной. Общая масса робота-манипулятора $m = m_r + \Sigma m_i$, где m_i представляет массу i -го звена манипулятора. При полюсе O , фиксированном в корпусе КРМ (рис. 2), положение центра масс C КРМ определяется вектором $\mathbf{p}_c = \{x_c, y_c, z_c\}$ в равенстве $m \mathbf{p}_c \equiv \mathbf{L} = m_r \mathbf{p}_r + \Sigma m_i \mathbf{p}_i$. Здесь $\mathbf{L}$ является вектором статического момента, вектор $\mathbf{p}_r$ фиксирован в корпусе КРМ и представляет расположение центра масс O_r робота, а векторы $\mathbf{p}_i$ определяют положения центров масс c_i звеньев манипулятора с массами m_i и собственными тензорами инерции $\mathbf{J}_i^c$. Конфигурация манипулятора в ССК определяется столбцом $\mathbf{q} = \{q_s\}$, составленным угловыми координатами q_s , $s = 1 \div 6$, его трех звеньев, см. рис. 2.

Для моделирования пространственного движения КРМ используется векторная форма уравнений Эйлера-Лагранжа. Поступательное движение центра инерции C системы твердых тел в ССК описывается уравнением

$$m \mathbf{v}_0^* + [-\mathbf{L} \times] \dot{\boldsymbol{\omega}} = -m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_0) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) - \Sigma_i (m_i (2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{p}_i^* + \mathbf{p}_i^{**})) + \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^{gr}, \quad (1)$$

где $\mathbf{p}_i^* = \Sigma_s ((\partial \mathbf{p}_i / \partial q_s) \dot{q}_s)$ и $\mathbf{p}_i^{**} = \Sigma_s ((\partial \mathbf{p}_i / \partial q_s) \ddot{q}_s) + \Sigma_k (\partial^2 \mathbf{p}_i / \partial q_k \partial q_s)$, векторы $\mathbf{P}^e$ и $\mathbf{F}^{gr}$ представляют силу тяги ДУ, центрированную в полюсе O , и гравитационную силу. Если $\mathbf{J}_r^o$ обозначает тензор инерции робота в полюсе O , то тензор инерции $\mathbf{J}$ механической системы вычисляется как $\mathbf{J} \equiv \|\mathbf{J}_{ij}\| = \mathbf{J}_r^o + \Sigma \mathbf{J}_i$, где $\mathbf{J}_i = \mathbf{J}_i^o + m_i (\mathbf{E} \mathbf{p}_i^t \mathbf{p}_i - \mathbf{p}_i \mathbf{p}_i^t)$ с единичным тензором $\mathbf{E}$. Если $\boldsymbol{\omega}_i$ обозначает вектор угловой скорости i -го звена манипулятора в ССК, то его производная по времени имеет вид $\dot{\boldsymbol{\omega}}_i = \boldsymbol{\omega}_i^* + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega}_i$. Вращательное движение механической системы в ССК $Oxyz$ представляется векторным уравнением

$$[\mathbf{L} \times] \mathbf{v}_0^* + \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{L} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_0) - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}) - \mathbf{Q} + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^{gr} \quad (2)$$

с гравитационным моментом $\mathbf{M}^{gr}$ и функцией

$$\mathbf{Q} = \sum_i (\mathbf{J}_i \dot{\boldsymbol{\omega}}_i + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{J}_i (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}_i) + m_i \mathbf{p}_i \times (\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{p}_i) + 2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{p}_i^* + \mathbf{p}_i^{**})) .$$

Положения $\mathbf{p}_i$ центров масс звеньев, их линейные $\mathbf{p}_i^*$ и угловые $\boldsymbol{\omega}_i$ скорости, ускорения $\mathbf{p}_i^{**}$ и $\dot{\boldsymbol{\omega}}_i$, а также тензор инерции $\mathbf{J}$ КРМ в полюсе О и статический момент $\mathbf{L}$, являются функциями угловых координат q_s и их производных по времени. Векторные уравнения Эйлера (2), (3) дополняются стандартными уравнениями Лагранжа по степеням подвижности q_s манипулятора с обобщенными силами Q_s в правых частях. В начальном положении манипулятора $\mathbf{q}_i = \mathbf{q}_0 = \{\pi, 0, -\pi, 0, 0, 0\}$ КРМ является единым твердым телом, полюс О совпадает с его центром масс и вектор статического момента $\mathbf{L} = \mathbf{0}$. Модель динамики КРМ при таком положении манипулятора следует из (2), (3) и представляется в виде

$$m(\mathbf{v}_r^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_r) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^{gr}; \quad \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^{gr}.$$

Здесь $\mathbf{v}_r \equiv \mathbf{v}_0$ (индекс r , *robot*) является вектором поступательной скорости КРМ; $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta})$, вектор $\mathbf{K} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}$ представляет кинетический момент КРМ. Расположение КРМ определяется вектором $\mathbf{r}_r \equiv \mathbf{r}_0$ и уравнением $\mathbf{r}_r^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_r = \mathbf{v}_r$. Векторы $\mathbf{r}_t$ и $\mathbf{v}_t$ (индекс t , *target*) представляют расположение ПКО и скорость его поступательного движения. Модель пространственного движения ПКО имеет подобную форму, но без управляющих сил и моментов, поэтому здесь $\mathbf{G} \equiv \mathbf{K}$. Векторы $\Delta \mathbf{r} = \{\Delta r_i\}$ дальности о цели $\Delta \mathbf{r} = \{\Delta r_i\}$ и рассогласования $\Delta \mathbf{v} = \{\Delta v_i\}$ между скоростями КРМ и ПКО вычисляются по соотношениям $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_t - \mathbf{r}_r$, $\Delta \mathbf{v} = \mathbf{v}_t - \mathbf{v}_r$.

Исследовано движение пассивного спутника на солнечно-синхронной орбите высотой 720 км, наклонением 98.2695 град и начальной долготой восходящего узла 51 град. Скорость прецессии этой орбиты по долготу восходящего узла равна 0.9889 град/сутки, изменение наклона колебательное с малым вековым уходом. Предполагается, что перед переходом отказавшего спутника массой 6500 кг из аварийного режима в гравитационную стабилизацию [10], из его конструкции выдвигается спасательный буй с наконечником в точке А для последующего захвата ПКО космическим роботом. Компьютерная имитация показала, что при длительной гравитационной стабилизации отказавшего спутника на солнечно-синхронной орбите амплитуда его нелинейных угловых колебаний относительно ОСК не превышает 1 град. [10]. Робот массой 900 кг оснащен манипулятором массой 100 кг с тремя звеньями, которые поворачиваются приводами с цифровым

управлением. Схват манипулятора расположен в точке В на подвижном конце последнего звена, см. рис. 2.

Завершение встречи КРМ с ПКО начинается при дальности $\Delta r = |\Delta \mathbf{r}| = 500$ м до цели. Для значений $\Delta r \in [500, 10]$ м формируется закон наведения КРМ как набор гладко сопряженных векторных сплайнов с заданными граничными условиями пространственного движения КРМ в назначенное время. Навигация КРМ выполняется по сигналам БИНС [11], разработанные здесь методы основаны на (i) аппроксимации, интерполяции и полиномиальном оценивании угловой скорости; (ii) использовании фильтра Калмана для оценки дрейфа ИИМ; (iii) оценке матрицы взаимного углового положения базисов ИИМ и АС, ошибок масштабного коэффициента ИИМ; (iv) компенсации влияния дрейфа ИИМ и рекуррентной дискретной фильтрации при формировании выходных сигналов БИНС [12], [13]. Закон наведения КРМ реализуется $\forall t \in [0, 500]$ с при управлении ДУ и СГК по отфильтрованным сигналам БИНС.

При дальности менее 10 м кинематические параметры движения ПКО идентифицируются на основе сигналов оптико-электронных приборов. В это время СУД КРМ работает в следящем режиме, обеспечивает заданную дальность с точностью 0.1 м [5] на интервале времени $t \in [500, 700]$ с и далее до момента времени $t = t_z$, когда происходит сцепление КРМ с ПКО. Этап подготовки КРМ к захвату ПКО содержит три участка: (i) разворачивание цепи манипулятора на интервале времени $t \in [t_i^m, t_f^m] \equiv [700, 900]$ с из положения $\mathbf{q}_i$ к заданному положению $\mathbf{q}_f$, которому на рис. 5 соответствует положение В_f точки В схвата манипулятора, см. рис. 2; (ii) зависание КРМ над ПКО перед его захватом при $t \in [900, 980]$ с, когда наблюдательные приборы КРМ уточняют фактическое положение точки В относительно точки А спасательного буя ПКО, рис. 5; (iii) изменение вектора состояния манипулятора $\mathbf{q}(t)$ на интервале времени $t \in [980, 1080]$ с при отслеживании перемещений точки В из положения В_f к положению В_z, так чтобы при $t_z = 1080$ с выполнялось $\mathbf{q}(t_z) = \mathbf{q}_z$.

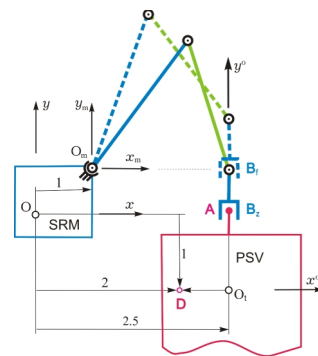


Рис. 5. Схема захвата ПКО

Для анализа динамики сцепления КРМ и ПКО следует ввести шесть дополнительных координат, которые представляют перемещение буя в схвате. Эти координаты составляют векторы $\mathbf{q}_\phi^d = \{\delta \phi_{bi}^a\}$ вращательных и $\mathbf{q}_s^d = \{\delta s_{bi}^a\}$ поступательных скольжений точки А буя в схвате. Используются также векторы $\boldsymbol{\omega}_b^a = \{\delta \omega_{bi}^a\}$ и $\mathbf{v}_b^a = \{\delta v_{bi}^a\}$ ско-

ростей этих перемещений в системе координат схвата. Соответствующие обобщенные силы назначаются в виде сил и моментов сухого трения

$$Q_{\varphi i}^d \equiv M_{bi}^f = -M_b^{fm} \text{sign}(\delta \omega_{bi}^a), Q_{si}^d \equiv P_{bi}^f = -P_b^{fm} \text{sign}(\delta v_{bi}^a),$$

где параметры M_b^{fm} и P_b^{fm} имеют заданные постоянные значения.

Целью статьи является анализ динамики механического захвата пассивного спутника космическим роботом-манипулятором. Решаются следующие задачи:

- (i) анализ процессов при разворачивании манипулятора и зависании КРМ над целью перед захватом ПКО;
- (ii) анализ косого удара и механического сцепления схвата манипулятора со спасательным бумом.

III. ДИСКРЕТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИВОДАМИ

Орты $\mathbf{r}_p$ векторов $\boldsymbol{\rho}_p$ вычисляются как $\mathbf{r}_p = \boldsymbol{\rho}_p / \rho$, где $\rho = (b_x^2 + b_y^2 + b_z^2)^{1/2}$ является единым модулем векторов положений точек O_p . При обозначениях

$$\tilde{\mathbf{p}}(t) = \mathbf{P}^e(t) / \mathbf{P}^m; \quad \tilde{\mathbf{m}}(t) = \mathbf{M}^e(t) / (\mathbf{P}^m \boldsymbol{\rho}); \quad \boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\};$$

$$\mathbf{D}^e = \{[\mathbf{e}_p], [\mathbf{r}_p \times \mathbf{e}_p]\}, \quad \mathbf{t}^p = \{\tilde{\mathbf{p}}^p, \tilde{\mathbf{m}}^p\},$$

где $\tilde{\mathbf{p}}^p$ и $\tilde{\mathbf{m}}^p$ являются заданными импульсами нормированных векторов сил и моментов ДУ, при столбцах $\boldsymbol{\tau}_r \in R_+^8$, $\mathbf{t}_r^p \in R^6$, $0 \leq \tau_{pr} \leq T_u^e \quad \forall p = 1 \div 8$ принципиальная задача состоит в решении векторного уравнения $\mathbf{D}^e \boldsymbol{\tau}_r = \mathbf{t}_r^p$ в отношении компонентов столбца $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$ когда матрица $\mathbf{D}^e$ и столбец $\mathbf{t}_r^p \in R^6$ заданы. Используя псевдо-обратную матрицу $(\mathbf{D}^e)^\# \equiv (\mathbf{D}^e)^t (\mathbf{D}^e (\mathbf{D}^e)^t)^{-1}$, разработанный закон распределения длительностей τ_{pr} тяги восьми РД на каждом полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$ ШИМ управления тягой с периодом T_u^e имеет следующую простую алгоритмическую форму:

$$\hat{\boldsymbol{\tau}}_r \equiv \{\hat{\tau}_{pr}\} = (\mathbf{D}^e)^\# \mathbf{t}^{pg}; \quad \tilde{\tau}_{pr} =: \hat{\tau}_{pr} - \min(\hat{\tau}_{pr}),$$

$$\text{if } q \equiv \max(\tilde{\tau}_{pr}) > T_u^e \text{ then } \tau_{pr} = \tilde{\tau}_{pr} - T_u^e \tilde{\tau}_{pr} / q.$$

В результате векторы тяги и момента ДУ определяются по соотношениям $\mathbf{P}^e(t) = \mathbf{P}^m \tilde{\mathbf{p}}(t)$ и $\mathbf{M}^e(t) = \mathbf{P}^m \boldsymbol{\rho} \tilde{\mathbf{m}}(t)$. В [9] подробно представлены алгоритмы цифрового управления СГК с явным распределением управляющих моментов между четырьмя гироспинами.

IV. РАЗВЕРТЫВАНИЕ МАНИПУЛЯТОРА И ПОДГОТОВКА

Будем считать, что отсчетная точка D ПКО определена в ССК КРМ вектором $\mathbf{r}_D = \{2, -1, 0\}$ м, рис. 5. При стабилизации позиции КРМ относительно ПКО сначала на интервале времени $t \in [700, 900]$ с манипулятор разворачивается из положе-

ния $\mathbf{q}_i$ в заданное $\mathbf{q}_f = \{66.33, -0.32, -128.66, -27.66, -0.25, 10\}$ град, соответствующее вектору $\mathbf{r}_{B_f} = \{2.5, 0.45, 0\}$ м положения B_f .

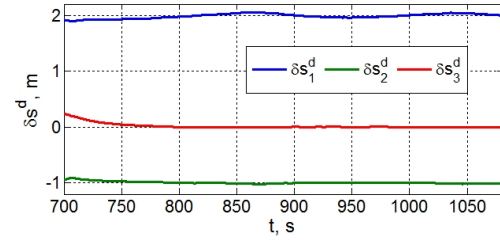


Рис. 6. Вариации координат точки D в ССК КРМ

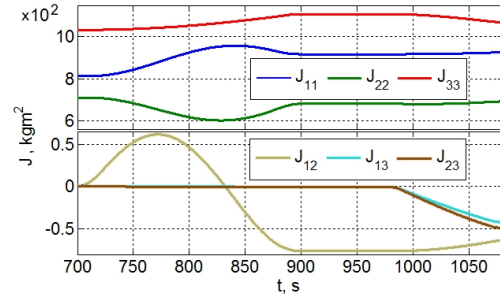


Рис. 7. Изменение тензора инерции КРМ

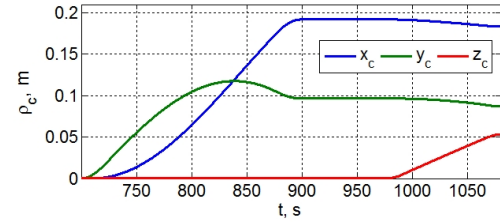


Рис. 8. Изменение положения центра масс КРМ

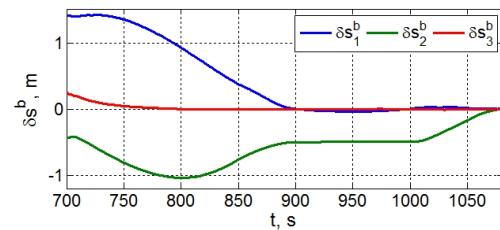


Рис. 9. Отклонение точки B от положения B_z

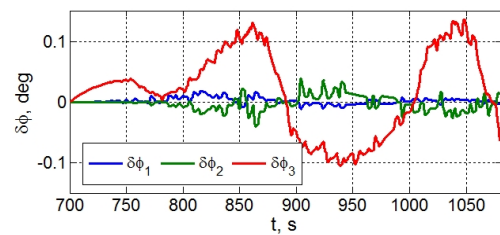


Рис. 10. Угловые ошибки при стабилизации КРМ в ОСК

Участок (ii) зависания КРМ на этапе его подготовки реализуется при $t \in [900, 980]$ с, далее на интервале времени $t \in [980, 1080]$ с вектор состояния манипулятора

$\mathbf{q}(t)$ изменяется при слежении за движением точки В между положениями $\mathbf{B}_f$ и $\mathbf{B}_z$, в итоге получается

$\mathbf{q}_z = \mathbf{q}(t_z) = \{48.25, 0, -131.89, -6.35, 0, 10\}$ град и вектор $\mathbf{r}_{B_z} = \{2.5, 0, 0\}$ м при $t = t_z = 1080$ с.

V. ДИНАМИКА МЕХАНИЧЕСКОГО СЦЕПЛЕНИЯ

В момент времени $t_z = 1080$ с ДУ выключается. При параметрах сил $P_b^{fm} = 20$ Н и моментов $M_b^{fm} = 30$ Нм сухого трения в схвате робота получается стремительный динамический процесс сцепления точки В схвата с концевой точкой А спасательного буя ПКО. Здесь удобно использовать локальное время $\tau = t - t_z$.

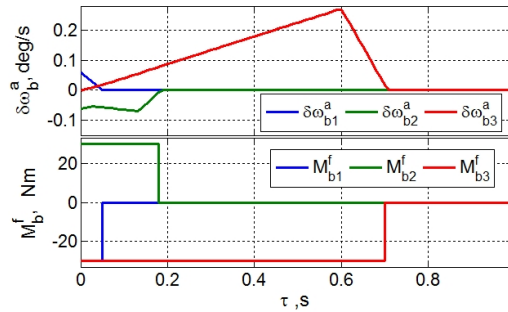


Рис. 11. Угловые скорости и моменты сухого трения

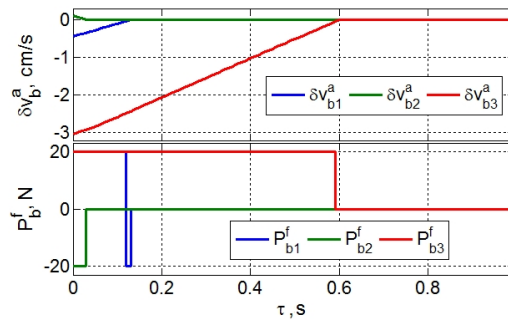


Рис. 12. Скорости и силы сухого трения

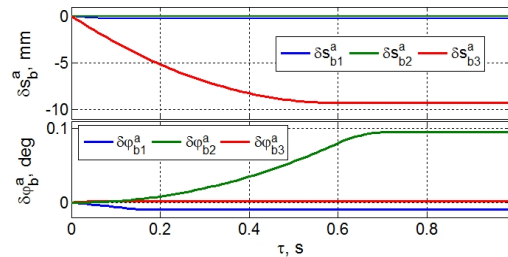


Рис. 13. Линейные и угловые перемещения буя

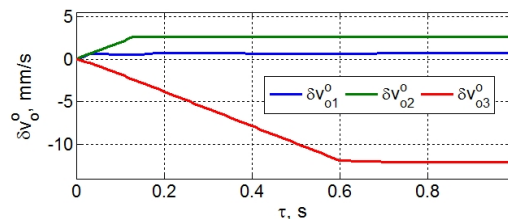


Рис. 14. Изменение скорости полюса КРМ относительно ОСК

На рис. 6–10 представлены изменения основных координат и параметров КРМ при его подготовке к захвату подвижного пассивного космического объекта. Эти результаты демонстрируют важное влияние изменений инерционных параметров КРМ при разворачивании его манипулятора.

На рис. 11–13 представлены соответственно угловые скорости и моменты сухого трения, линейные скорости и силы сухого трения, а также поступательные и угловые перемещения буя в схвате робота. На рис. 14 приведены вариации скоростей поступательного движения полюса КРМ относительно ОСК в процессе захвата.

VI. УГЛОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ СВЯЗКИ

На рис. 15–18 представлены результаты, полученные при нелинейном анализе углового движения связки КРМ массой 1000 кг и ПКО массой 6500 кг с её гироскопической стабилизацией в орбитальной системе координат на интервале времени $t \in [1080.1, 1110]$ с. Последствия косоуго ударного сцепления КРМ с массивным ПКО в отношении абсолютных угловых скоростей и углов ориентации связки в ОСК показаны на рис. 15 и 16. Здесь ясно видно, что влияние ударного сцепления наиболее проявилось в канале рыскания КРМ, см. графики зеленого цвета. Изменения управляющего момента СГК и угловых скоростей четырех ГД с собственным КМ $h_g = 250$ Nms и периодом цифрового управления $T_u = 0.25$ с приведены на рис. 17 и 18.

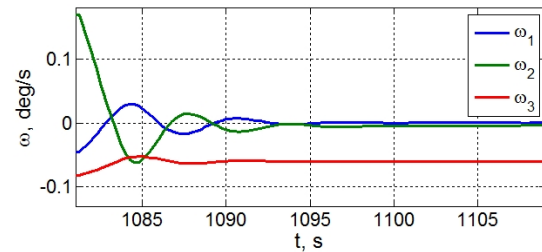


Рис. 15. Угловые скорости связки КРМ и ПКО

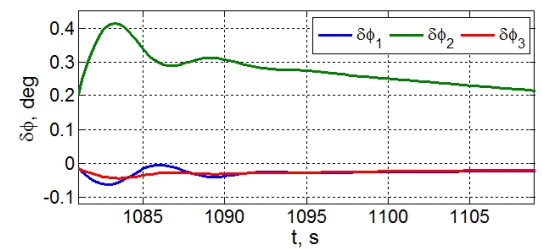


Рис. 16. Углы ориентации связки относительно ОСК

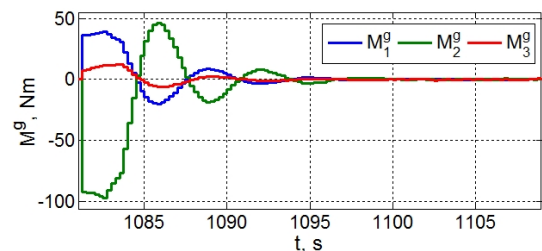


Рис. 17. Управляющий момент СГК

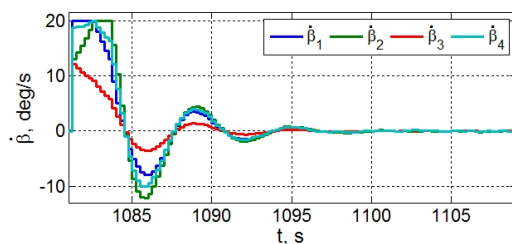


Рис. 18. Угловые скорости гиринов

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнен анализ точности стабилизации КРМ при развертывании его манипулятора и подготовке к захвату пассивного космического аппарата. Исследована динамика пространственного сцепления космического робота-манипулятора с пассивным спутником, выполнен нелинейный анализ движения образованной связки двух космических объектов при её гироскопической стабилизации в орбитальной системе координат. Установлена рациональность выключения двигательной установки на время до 30 с. Это объясняется появлением большого значения вектора, определяющего положение центра масс связки относительно полюса КРМ, в котором прикладывается суммарный вектор тяги двигательной установки. Результаты имитации демонстрируют эффективность разработанных моделей и примененных s and applied control algorithms.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Flores-Abad, A., Ma, O., Pham, K., and Ulrich, S., A review of space robotics technologies for on-orbit servicing, *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, vol. 68, pp. 1–26.
- [2] Fehse, W., *Automated rendezvous and docking of spacecraft*. Cambridge: Cambridge University Press, 2003, vol. 16.
- [3] Flores-Abad, A., Wei, Z., Ma, O., and Pham, K., Optimal control of space robots for capturing a tumbling object with uncertainties, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, vol. 37, no. 6, pp. 2014–2017.
- [4] Somov, Y., Butyrin, S., Somov, S., and Somova, T., Guidance and control of a free-flying robot at rendezvous with non-cooperative space vehicle, *Proceedings of 5th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace*, Rome, 2018, pp. 161–165.
- [5] Somov, Y., Butyrin, S., Somova, T., and Somov, S., Control of a free-flying robot at preparation for capturing a passive space vehicle, *IFAC PapersOnLine*, 2018, vol. 51, no. 30, pp. 72–76.
- [6] Alonso, R., Crassidis, J., and Junkins, J., Vision-based relative navigation for formation flying of spacecraft, *AIAA Paper*, 2000, no. 2000 44329, pp. 1–11.
- [7] Gao, X. and Xu, B.L.W., Attitude determination of large noncooperative spacecraft in final approach, *Proceedings of 11th IEEE International Conference on Control Automation Robotics and Visi-on*, Singapore, 2010, pp. 1571–1576.
- [8] Chen, L., Guo, B., and Sun, W., Relative pose measurement algorithm of non-cooperative target based on stereo vision and RANSAC, *International Journal of Soft Computing and Software Engineering*, 2012, vol. 2, no. 4, pp. 26–35.
- [9] Somov, Y., Guidance, navigation and control of information satellites: Methods for modeling, synthesis and nonlinear analysis, *Mathematics in Engineering, Science and Aerospace*, 2016, vol. 7, no. 2, pp. 223–248.
- [10] Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Экономичное цифровое управление в аварийном режиме стабилизации спутника на солнечно-синхронной орбите // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20. № 6. С. 196–201.
- [11] Somov, Y., Sukhanov, V., and Hacizade, C., Guidance and precise motion control of free-flying robots and land-survey mini-satellites, *Proceedings of 13th IEEE International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*, Singapore, 2014, pp. 1092–1097.
- [12] Somov, Y., Butyrin, S., Somov, S., and Somova, T., In-flight calibration, alignment and verification of an astroinertial attitude determination system for free-flying robots and land-survey satellites, *Proceedings of 4th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace*, Padua, 2017, pp. 473–478.
- [13] Somov, Y., Butyrin, S., Somov, S., and Hajiyev, C., Precise astroinertial attitude determination of a maneuvering land-survey satellite, *Proceedings of 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, Istanbul, 2017, pp. 409–413.

Особенности использования фильтров полиномиального типа в навигационных комплексах с модульным принципом построения*

В.А. Тупысев

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия
viktortupysev@yandex.ru

Ю.А. Литвиненко

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО
Санкт-Петербург, Россия
ya_litvinenko@mail.ru

Аннотация — Рассматривается задача применения методов децентрализованной обработки информации в случае реализации в составе отдельных измерительных модулей нелинейных алгоритмов полиномиального типа. Для примера обработки числимых координат, показаний инерциальной системы и измерений дальности до двух маяков-ответчиков предложены рекуррентные алгоритмы полиномиальной фильтрации. Приводятся результаты моделирования централизованной схемы обработки измерений и схемы на базе алгоритмов федеративной фильтрации.

Ключевые слова — полиномиальный фильтр, нелинейная фильтрация, федеративный фильтр, гарантированная точность

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широкое распространение получило построение навигационных комплексов по модульному принципу с использованием в составе измерительных модулей вычислительных средств для первичной обработки измерений, проведенных в этих модулях. При этом задачей комплексной обработки информации является выработка навигационных параметров с использованием частных оценок, полученных в отдельных модулях. Примером такой обработки являются федеративные алгоритмы, в которых комплексные параметры вырабатываются путем безынерционного осреднения параметров, выработанных в частных фильтрах [1–6]. Подчеркнем, что алгоритмы федеративной фильтрации разработаны в предположении, что проводимые в модулях измерения описываются линейными уравнениями.

Применительно к такой постановке в рамках работ по федеративной фильтрации рассматриваются два типа федеративных фильтров с перезапуском частных фильтров и без их перезапуска и получены, в частности, согласованные условия настройки и перезапуска частных фильтров, обеспечивающих гарантированную точность оценивания параметров. Здесь под гарантированным оцениванием понимается условие, когда расчетная ковариационная матрица, полученная осреднением параметров, выработанных в частных фильтрах, является оценкой сверху для действительной ковариационной матрицы ошибок выработки навигационных параметров. Однако при практическом

использовании методов федеративной фильтрации в навигационных комплексах следует иметь в виду, что в измерительных модулях реализуются фильтры калмановского типа, полученные линеаризацией в общем случае нелинейных измерений, проведенных в измерительных модулях в предположении, что ошибкой линеаризации можно пренебречь. При решении ряда навигационных задач такое предположение не всегда является обоснованным. В частности, такой подход оказывается недопустимым при решении задачи навигации по геофизическим полям и при обработке измерений с большой кривизной линий положения [7, 8]. В этом случае в измерительных модулях используются различные алгоритмы нелинейной фильтрации, в частности так называемые полиномиальные фильтры, предполагающие описание нелинейных измерений полиномами второго и более высокого порядка и, как следствие, повышающие точность выработки частных оценок. Примером такой постановки задачи фильтрации может служить задача определения координат объекта по маякам-ответчикам [7, 9–12].

Отметим, что характерной особенностью алгоритмов полиномиальной фильтрации является выработка оценок в классе линейных оценок, обеспечивающих минимальное значение ковариационной матрицы ошибки оценки на текущем шаге обработки измерений.

В этой связи представляется актуальной задача обобщения методов федеративной фильтрации, удобных для реализации в навигационных комплексах с модульным принципом построения, на случай реализации в составе отдельных измерительных модулей нелинейных алгоритмов полиномиального типа. При решении этой задачи следует учесть особенности выработки оценок навигационных параметров с использованием алгоритмов, являющихся линейными функциями от измерений, и необходимость гауссовской аппроксимации апостериорной плотности для решения задачи прогноза параметров на следующий шаг оценивания.

В качестве методического примера задачи нелинейного оценивания с использованием полиномиальных фильтров рассмотрена задача комплексирования числимых координат, выступающих в качестве опорной системы координат (reference system) с показаниями инерциальной системы при проведении существенно нелинейных измерений дальности до двух маяков-ответчиков.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Будем полагать, что выработка счислимых координат осуществляется с использованием информации от лага и гирокомпаса. В этом случае поведение ошибок выработки счислимых координат может быть описано в общем случае уравнением

$$x(k) = F_c x(k-1) + w(k), \quad w(k) \in N\{0, Q(k)\},$$

где вектор состояния имеет вид $x(k) = [\Delta\varphi, \Delta\lambda, \Delta V_N, \Delta V_E, \Delta K, \beta_{ГК}]^T$, $Q(k)$ – известная матрица интенсивности шумов, $\Delta\varphi, \Delta\lambda, \Delta V_N, \Delta V_E, \Delta K, \beta_{ГК}$ – погрешности выработки широты, составляющих скорости и курса, поступающего от гирокомпаса, $\beta_{ГК}$ – вспомогательный параметр при описании ошибок гирокомпаса узкополосным процессом.

Будем также полагать, что ошибки выработки инерциальных координат описываются аналогичным уравнением:

$$x_{инс}(k) = F_{инс} x_{инс}(k-1) + w_{инс}(k), \quad w_{инс}(k) \in N\{0, Q_{инс}(k)\}$$

где вектор состояния $x_{инс}(k)$ имеет вид

$$x_{инс}(k) = [\alpha, \beta, \Delta\varphi_{И}, \Delta\lambda_{И}, \Delta V_{НИ}, \Delta V_{ЕИ}, \Delta K_{И}, x_{ЧЭ}]^T,$$

где $\alpha, \beta, \Delta\varphi_{И}, \Delta\lambda_{И}, \Delta V_{НИ}, \Delta V_{ЕИ}, \Delta K$ – погрешности построения плоскости горизонта, выработки широты, составляющих скорости, курса, $x_{ЧЭ}$ – подвектор, описывающий погрешности чувствительных элементов ИНС, $Q_{инс}(k)$ – известная матрица интенсивности шумов. Описание поведения векторов состояния $x(k)$ и $x_{инс}(k)$ можно найти в [13].

С использованием показаний системы счисления и ИНС могут быть сформированы разностные измерения вида $Y_\varphi(k) = \varphi_c(k) - \varphi_{инс}(k)$, $Y_\lambda(k) = \lambda_c(k) - \lambda_{инс}(k)$, где φ_c , λ_c – широта и долгота по данным системы счисления, $\varphi_{инс}$, $\lambda_{инс}$ – широта и долгота по данным ИНС, и дальномерные измерения до двух маяков-ответчиков

$$y_{ml2}(k) = 1.852 \sqrt{(\varphi_c(k) + x_{сф} - \varphi_{12}(k))^2 + (W_c(k) + x_{св} - W_{12}(k))^2} + v_{12}, \quad (1)$$

где $\varphi_{12}(k)$, $W_{12}(k)$ – известные с высокой точностью широта и отстояние двух маяков, v_1 , v_2 – погрешности измерения дальностей.

Для такого набора измерений одним из возможных путей построения алгоритмов обработки информации является построение централизованного фильтра (ЦФ), на вход которого поступают измерения с использованием трех ис-

точников навигационной информации (рис. 1). С учетом существенной нелинейности дальномерных измерений в качестве фильтра может быть реализован, например, полиномиальный фильтр [11, 14], суть которого заключается в разложении правой части уравнений измерений в ряд Тейлора с сохранением нелинейных членов разложения и поиском оценки, обеспечивающей минимальное значение ковариационной матрицы в классе линейных оценок.

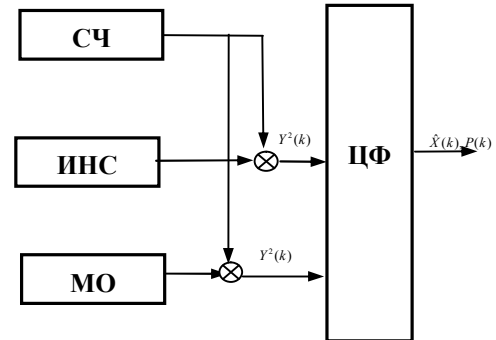


Рис. 1. Схема централизованного фильтра (СЧ – система счисления, МО – маяки-ответчики)

Другой способ синтеза алгоритмов обработки информации при рассмотренном составе средств сводится к построению децентрализованной схемы обработки, в частности алгоритмов федеративной фильтрации [1, 3]. В этом случае схема обработки может быть представлена, как показано на рис. 2. Отметим, что в случае реализации такой схемы необходима реализация принципа полиномиальной фильтрации только во втором частном фильтре, что существенно упрощает задачу комплексирования информации.

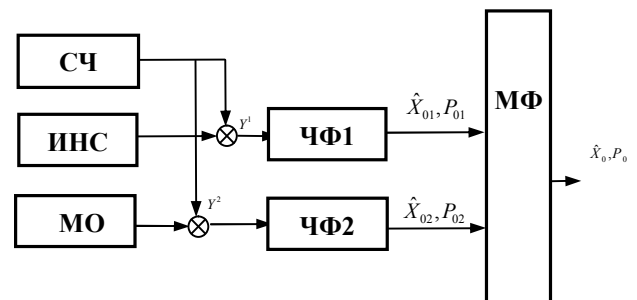


Рис. 2. Схема федеративного фильтра (ЧФ – частный фильтр, МФ – мастер-фильтр)

III. ОСОБЕННОСТИ НАСТРОЙКИ ЦЕНТРАЛИЗОВАННОГО И ФЕДЕРАТИВНОГО ФИЛЬТРОВ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРИНЦИПА ПОЛИНОМИАЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

Рассмотрим вначале особенности реализации централизованного фильтра на примере фильтра второго порядка как частного случая полиномиального фильтра. Можно показать, что реализация такого полиномиального фильтра связана в рассматриваемом случае: 1) с гауссовской аппроксимацией апостериорной плотности на предыдущем шаге оценивания для вектора $[x^T, x_{инс}^T]^T$, 2) с разложением правой части уравнений измерений (1) в ряд Тейлора с использованием оценки прогноза с сохранением квадра-

тичных членов разложения, 3) с представлением модели измерений в виде

$$y_i(k) = H_i(k)x(k) + H_{li}(k)u(k) + v_i(k),$$

где $x_1 = \Delta\varphi$, $x_2 = \Delta\lambda$, $u = |u_1, u_2, u_3|^T = |x_1^2, x_1x_2, x_2^2|^T$,

$$H_i = \left| \frac{\partial D_i}{\partial x_1}, \frac{\partial D_i}{\partial x_2} \right|, \quad H_{li} = \frac{1}{2} \left| \frac{\partial^2 D_i}{\partial x_1^2}, \frac{\partial^2 D_i}{\partial x_1 \partial x_2}, \frac{\partial^2 D_i}{\partial x_2^2} \right|, \quad x_p = |x^T, u^T|^T, \quad i = 1, 2,$$

или в виде

$$y(k) = H(k)x(k) + H_1(k)u(k) + v(k),$$

где вектор измерений и матрицы H и H_1 состоят из соответствующих элементов матриц H_i и H_{li} .

При этом оптимальная оценка в классе линейных оценок будет определяться как $\hat{x} = K^*(y - \bar{y})$, где $K^* = D_{yx}(D_{yy})^{-1}$ обеспечивает минимальное значение ковариационной матрицы, определяемое выражением

$$D^* = D_{xx} - D_{yx}(D_{yy})^{-1}D_{xy},$$

а $D_{xx} = M\{xx^T\}$, $D_{yx} = M_{xy}\{(y - \bar{y})x^T\}$, $\bar{y} = M_{xy}\{y\}$, $D_{yy} = M_{xy}\{(y - \bar{y})(y - \bar{y})^T\}$ – математические ожидания по соответствующим совместным плотностям распределения параметров. Отметим, что расчет математических ожиданий можно существенно упростить, если перейти к вспомогательному вектору $s(k)$ с помощью преобразования $T(k)$

$$s(k) = T(k)x(k),$$

выбранного таким образом, чтобы ковариационная матрица этого вектора $P_s = TP_xT^T$ стала диагональной. В этом случае, воспользовавшись соотношениями для моментов гауссовского распределения вида $M\{(s_i - \bar{s}_i)^3\} = 0$, $M\{(s_i - \bar{s}_i)^4\} = 3\sigma_i^4$, можно рассчитать моменты для модели измерений

$$y(k) = \tilde{H}(k)s(k) + \tilde{H}_1(k)u_T(k) + v(k)$$

и найти оптимальную оценку вектора $s(k)$. Далее, проведя обратное преобразование, можно найти оценку и ковариационную матрицу вектора $x(k)$, например, с помощью выражений:

$$\begin{aligned} \hat{x} &= T^T \hat{s} = T^T (K_u^* (y - \bar{y})) = T^T D_{uy} (D_{yy})^{-1} (y - \bar{y}) = \\ &= T^T D_u \tilde{H}^T (D_{yy})^{-1} (y - \bar{y}) = D_x (D_{yy})^{-1} (y - \bar{y}), \\ D^* &= T^T (D_u - D_{uy} (D_{yy})^{-1} D_{yu}) T = D_x - D_x H^T (D_{yy})^{-1} H D_x = \\ D_x &- D_x H^T (D_x + \tilde{H}_1 (M\{\tilde{u}\tilde{u}^T\} - M\{\tilde{u}\} M\{\tilde{u}^T\}) \tilde{H}_1^T + R)^{-1} H D_x. \end{aligned}$$

Отметим, что тот же самый прием может быть применен и при реализации фильтра второго порядка в частном фильтре 2 в рамках реализации метода федеративной фильтрации (рис. 2).

Особенности реализации полиномиальных фильтров в частных фильтрах при наличии гауссовской аппроксимации апостериорной плотности, на наш взгляд, не накладывают дополнительных ограничений на настройку федеративных фильтров, рассмотренных в работах [3] в целях обеспечения гарантированного оценивания. Также остаются справедливыми и выражения для выработки комплексных параметров путем взвешивания параметров частных фильтров вида

$$P_0 = (\sum_i (P_0^i)^{-1})^{-1}, \quad \hat{X}_0 = P_0 \sum_i (P_0^i)^{-1} \hat{X}_0^i, \quad i = 1, 2,$$

где $P_0^{1,2}$ и $\hat{X}_0^{1,2}$ – блоки, соответствующие ковариации и оценке подвектора $X_0(k)$, описывающего поведение ошибок счисления в частных фильтрах 1 и 2.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для оценки эффективности двух схем комплексной обработки измерений проведем математическое моделирование для описанного в разделе 1 состава навигационных измерителей. Результаты моделирования для централизованного и федеративного фильтра без перезапуска ЧФ приведены на рис. 3, 4.

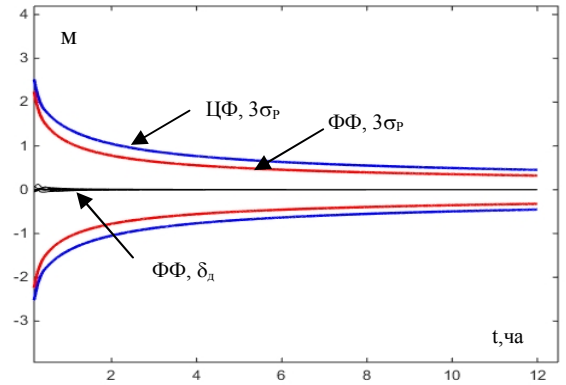


Рис. 3. Результат моделирования расчетной ($3\sigma_p$) и действительной (δ_d) ошибки системы счисления ФФ(3σ) и расчетной ошибки ($3\sigma_p$) ЦФ

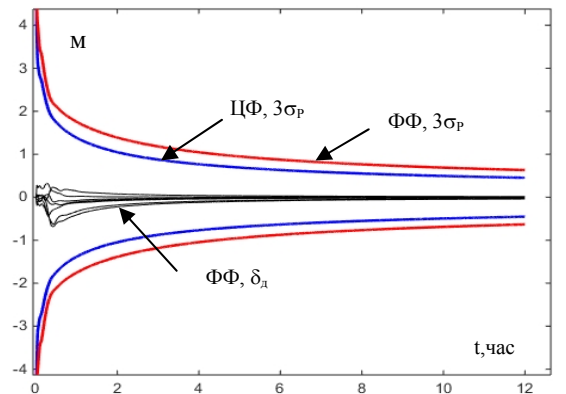


Рис. 4. Результат моделирования расчетной ($3\sigma_p$) и действительной (δ_d) ошибки системы счисления ФФ(3σ) с гарантирующей настройкой и расчетной ошибки ($3\sigma_p$) ЦФ

Анализ результатов показывает, что при выполнении условий согласованной настройки действительная погрешность оценивания не превышает расчетную, что подтверждает гарантированное качество оценивания для рассматриваемого примера.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены особенности реализации полиномиальных фильтров в навигационных комплексах с модульным принципом построения на примере задачи комплексирования счислимых координат с показаниями инерциальной системы и с измерениями дальности до двух маяков-ответчиков. Для исследуемой задачи обработки существенно нелинейных дальномерных измерений предложены рекуррентные алгоритмы фильтра второго порядка, являющегося частным случаем полиномиальной фильтрации. Показано, что реализацию фильтров можно упростить, если перейти к оцениванию вспомогательного вектора состояния с использованием ортогонального преобразования. Приведена централизованная схема обработки измерений и схема на базе алгоритмов федеративной фильтрации, для которой показана эффективность применений гарантирующей настройки частных фильтров.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 18-08-01261а.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Carlson, Neal A., Federated Filter for Fault-tolerant Integrated Navigation, *AGARD Advisory Group for Aerospace Research & Development*, 1995, pp. 265–280.
- [2] Maier, A., Kiesel, S., Trommer, G.F., Performance Analysis of Federated Filter for SAR/TRN/GPS/INS Integration, *Gyroscopy and Navigation*, 2011, vol. 2, no. 4, pp. 293–300.
- [3] Tupysev, V.A. and Litvinenko, Yu.A., The Effect of the Local Filter Adjustment on the Accuracy of Federated Filters, *Proc. of MICNON-2015*, pp. 349–354.
- [4] Zorina, O.A., Izmailova, E.A., Kukhtevicha, S.E., Portnova, B.I., Fomicheva, A.V., Vavilov, N.B., Golovan, A.A., Papushac, I.A., and Parusnikov, N.A., Enhancement of INS/GNSS Integration Capabilities for Aviation-Related Applications, *Gyroscopy and Navigation*, 2017, vol. 8, no. 4, pp. 248–258.
- [5] Wei, E., et. al., A Robust Solution of Integrated SITAN with TERCOM Algorithm: Weight-Reducing Iteration Technique for Underwater Vehicles Gravity-Aided Inertial Navigation System, *Journal of the Institute of Navigation*, 2017, vol. 64, no. 1.
- [6] Ци У, Цзичжоу Лай, Я Цинь, Цзянь Лю. Интегрированная с магнитным компасом БИНС с вращающимся измерительным модулем на МЭМС // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. №3 (94). С. 3–12.
- [7] Дмитриев С.П., Шимелевич Л.И. Нелинейные задачи обработки навигационной информации. Л.: ЦНИИ «Румб», 1977. 87 с.
- [8] Рыбаков К.А. Решение нелинейных задач оценивания при обработке навигационных данных с использованием непрерывного фильтра частиц // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №4 (103). С. 82–95.
- [9] Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 1998. 370 с.
- [10] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 496 с.
- [11] Лопарев А.В., Тупысев В.А. Сравнительный анализ эффективности нелинейных фильтров второго порядка и метода особых преобразований // Материалы XXXI конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 163–170.
- [12] Алёшкин А.П., Архипова И.Г., Мысливцев Т.О., Никифоров С.В., Полиенко В.Н., Семёнов А.А. Особенности построения сетевых систем навигации надводного потребителя при использовании реперов морского базирования // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26, №4 (103). С. 72–81.
- [13] Вайсгант И.Б., Литвиненко Ю.А. Погрешности выработки навигационных параметров платформенными инерциальными системами среднего класса точности в зависимости от широты места // Изв. вузов. Приборостроение. 2002. № 9. С. 43–50.
- [14] Басин М.В. Среднеквадратическая фильтрация полиномиальных стохастических систем с мультипликативным шумом // Автоматика и телемеханика. 2016. №2. С. 69–93.

Линейная байесовская оценка для задачи мультилатерации в присутствии выбросов

Дмитрий Бедин

Уральский федеральный университет им. первого Президента России Б.Н. Ельцина

Институт математики и механики им. Н.Н. Красовского УрО РАН

Екатеринбург, Россия

bedin@imm.uran.ru

Аннотация—Для задачи мультилатерации в условиях выбросов предлагается байесовская процедура получения оценки неизвестного положения воздушного судна и времени отправки сигнала. В процедуре оценка получается как сумма по различным вариантам, на каких станциях случился выброс.

Index Terms—мультилатерация, выбросы, формула Байеса

I. Введение

Мультилатерация — способ позиционирования, в котором несколько станций принимают сигнал, испущенный передатчиком, и записывают времена приёма. По известным временам приёма можно восстановить неизвестное положение передатчика и время трансляции сигнала. Уравнения наблюдения для такой задачи во многом аналогичны уравнениям для системы GPS. Основное отличие состоит в худших по сравнению с GPS типичных геометрических условиях наблюдения, а также в большем числе выбросов, возникающих в данных, в основном, из-за переотражения сигнала или перепутывания сигналов от разных передатчиков (или моментов передачи сигнала).

Обычная стратегия борьбы с выбросами состоит в определении при помощи статистических критериев события выброса, а также станций, на которых произошли выбросы, с последующим удалением определённых выбросов [1]–[3]. Однако в условиях малого числа наблюдений, как правило, невозможно с хорошей достоверностью определить как сам факт выброса, так и «выбросную» станцию. Для задачи мультилатерации число неизвестных равно 4, поэтому «малым числом наблюдений», ориентировочно, является число наблюдений меньше 8.

Предлагается другой подход, в котором не происходит исключения измерений какой-либо станции. Работа алгоритма проверена на задаче определения положения воздушного судна. Проведено моделирование с реальными конфигурациями принимающих станций.

II. Задача мультилатерации

Задача мультилатерации состоит в определении местоположения $r \in \mathbb{R}^3$ воздушного судна по измерениям t_i времени прихода некоторого сигнала на приёмные

станции, расположенные в разных геометрических точках $r_i \in \mathbb{R}^3$. Количество станций примем равным m . Существенно, что время посылки сигнала t является неизвестным и измерения имеют случайные аддитивные ошибки w_i . Для удобства выберем масштаб времени так, чтобы скорость света равнялась единице. Используя вектор неизвестных

$$\theta = \begin{bmatrix} t \\ r \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^4$$

и функцию модели $g(\cdot)$, запишем уравнения наблюдения для измерений t_i в векторном виде:

$$T = g(\theta) + w, \quad (1)$$

$$T = \begin{bmatrix} t_1 \\ \vdots \\ t_m \end{bmatrix}, \quad g(\theta) = \begin{bmatrix} t + \|r - r_1\| \\ \vdots \\ t + \|r - r_m\| \end{bmatrix}, \quad w = \begin{bmatrix} w_1 \\ \vdots \\ w_m \end{bmatrix}.$$

Предположим, что есть выбросы, дополнительно влияющие на измерения. Будем моделировать их при помощи случайных величин. А именно, введём две случайные величины: ω — множество станций, на которых случился выброс (количество таких станций будем обозначать $|\omega|$); μ — одномерная величина выброса. Выбросы у разных станций будем считать независимыми реализациями μ . Их совместный вектор по станциям из ω будем обозначать μ_ω . С учётом выбросов уравнение наблюдения принимает следующий вид:

$$T = g(\theta) + H_\omega \mu_\omega + w, \quad H_\omega = \begin{bmatrix} 0 & \cdots & 0 \\ 1 & \cdots & 0 \\ & \vdots & \\ 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

В матрице $H_\omega \in \mathbb{R}_{m \times |\omega|}$ количество столбцов совпадает с количеством «выбросных» станций, в каждом столбце стоит только одна единица на месте, соответствующем одному из индексов, входящих в ω .

Целью задачи мультилатерации является получение оценки $\hat{\theta} = \hat{\theta}(T)$ вектора θ при помощи набора произведённых измерений T . Оценка при этом должна хорошо работать в условиях выбросов. Минимизация

среднеквадратичного отклонения $\mathbf{E}\{\|\hat{\theta} - \theta\|^2\}$ достигается в случае, если оценка является условным математическим ожиданием $\hat{\theta} = \mathbf{E}\{\theta | T\}$, которое в случае выбросов надо брать с учётом их влияния на модель.

III. Байесовский алгоритм

Распишем подробнее выражение для условного математического ожидания, рассматривая возможные комбинации станций и несовместные события «на станциях ω произошли выбросы, а на остальных станциях выбросов не было»:

$$\mathbf{E}\{\theta | T\} = \sum_{\omega \in \Omega} \mathbf{E}\{\theta | \omega, T\} \mathbf{P}(\omega | T). \quad (3)$$

Здесь Ω — все возможные варианты множества ω : $\Omega = \{\emptyset, \{1\}, \dots, \{m\}, \{1, 2\}, \dots, \{m-1, m\}, \{1, 2, 3\}, \dots\}$.

Условную вероятность того, что станции набора ω являются выбросными, вычислим по формуле Байеса

$$\mathbf{P}(\omega | T) = \frac{p(T | \omega) \mathbf{P}(\omega)}{\sum_{\omega' \in \Omega} p(T | \omega') \mathbf{P}(\omega')}, \quad (4)$$

где $\mathbf{P}(\omega)$ — априорная вероятность события «выбросы произошли на наборе ω », а $p(T | \omega)$ — условная плотность для T при заданном ω (правдоподобие). Справедлива формула

$$\begin{aligned} p(T | \omega) &= \int_{\theta \in \mathbb{R}^n} \int_{\mu_\omega \in \mathbb{R}^{|\omega|}} p(T | \mu_\omega, \theta, \omega) p(\mu_\omega | \omega) p(\theta) d\theta d\mu_\omega = \\ &= \int_{\theta \in \mathbb{R}^n} \int_{\mu_\omega \in \mathbb{R}^{|\omega|}} p_w(T - g(\theta) - H_\omega \mu_\omega) \times \\ &\quad \prod_{\omega_i \in \omega} p_\mu(\mu_{\omega_i}) p_\theta(\theta) d\theta d\mu_\omega. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь $p_w(\cdot)$ — плотность величины w ; $p_\mu(\cdot)$, $p_\theta(\cdot)$ — априорные плотности μ , θ . Точно так же можно конкретизировать вид условного матожидания в (3):

$$\begin{aligned} \mathbf{E}\{\theta | \omega, T\} &= \int_{\theta \in \mathbb{R}^n} \theta \frac{p(T | \theta, \omega) p(\theta)}{\int_{\theta' \in \mathbb{R}^n} p(T | \theta', \omega) p(\theta') d\theta'} d\theta \\ &= \frac{1}{p(T | \omega)} \int_{\theta \in \mathbb{R}^n} \int_{\mu_\omega \in \mathbb{R}^{|\omega|}} \theta p(T | \mu_\omega, \theta, \omega) p(\mu_\omega | \omega) p(\theta) d\theta d\mu_\omega \\ &= \frac{1}{p(T | \omega)} \int_{\theta \in \mathbb{R}^n} \int_{\mu_\omega \in \mathbb{R}^{|\omega|}} \theta p_w(T - g(\theta) - H_\omega \mu_\omega) \times \\ &\quad \times \prod_{\omega_i \in \omega} p_\mu(\mu_{\omega_i}) p_\theta(\theta) d\theta d\mu_\omega. \end{aligned} \quad (6)$$

Дальнейшие вычисления будем проводить в условиях сильных предположений о природе выбросов и случайных отклонений. Будем считать, что случайные ошибки распределены нормально с нулевым матожиданием $w_i \sim \mathcal{N}(0, \sigma^2)$ и одинаковым для всех станций

среднеквадратичным отклонением σ . Также будем считать $\mu \sim \mathcal{N}(0, \sigma_\mu^2)$. Среднеквадратичное отклонение σ_μ будем считать намного большим, чем σ : $\sigma \ll \sigma_\mu$.

Распределение θ предполагаем вырожденным. Технически это будет выражаться в подстановке $p_\theta(\theta) = 1$ в интегралы (5), (6). Несмотря на то, что функция $p_\theta(\theta) \equiv 1$ не является функцией плотности и после подстановки интеграл (5) не является выражением правдоподобия $p(T | \omega)$, подобный приём соответствует пределу по параметру масштаба $\varepsilon \rightarrow 0$ в выражениях (4), (6) в случае плотности вида $p_\theta(\theta) = \varepsilon \rho(\varepsilon \theta)$ (для любой заданной наперёд «базовой» функции плотности $\rho(\theta)$).

В указанных предположениях подынтегральные выражения в (5), (6) принимают вид

$$\begin{aligned} p(T | \mu_\omega, \theta, \omega) p(\mu_\omega | \omega) p(\theta) &= \frac{1}{(2\pi\sigma^2)^{m/2}} \frac{1}{(2\pi\sigma_\mu^2)^{|\omega|/2}} \\ &\times \exp \left\{ -\frac{1}{2\sigma^2} (T - g(\theta) - H_\omega \mu_\omega)^2 - \frac{1}{2\sigma_\mu^2} \mu_\omega^2 \right\}. \end{aligned} \quad (7)$$

Интеграл (5) от выражения (7) по θ нельзя взять аналитически из-за нелинейной зависимости g . Для преодоления этой трудности проще всего пойти по следующему пути. Начальную оценку θ^* для θ можно вычислить путём минимизации среднего квадрата ошибки [4], [5]:

$$J(\theta) = \sum_{i=1}^m (t_i - g_i(\theta))^2, \quad \theta^* = \underset{\theta}{\operatorname{argmin}} J(\theta). \quad (8)$$

Далее можно использовать линейное приближение к $g(\theta)$ в окрестности θ^* :

$$g(\theta) = \theta^* + \frac{d}{d\theta} g(\theta^*)(\theta - \theta^*).$$

В условиях линейного приближения интегрирование становится лёгким. Введём обозначения:

$$H = \frac{d}{d\theta} g(\theta), \quad D = (H^\top H)^{-1}, \quad R = I - HDH^\top.$$

В формуле (5) удобно производить интегрирование сначала по θ , а потом по μ . После интегрирования получаем:

$$p(T | \omega) = \frac{(2\pi\sigma^2)^{n/2} (2\pi\sigma^2)^{|\omega|/2} |\det D|^{1/2}}{(2\pi\sigma^2)^{m/2} (2\pi\sigma_\mu^2)^{|\omega|/2} |\det R_\omega|^{1/2}} \times \quad (9)$$

$$\exp \left\{ -\frac{1}{2\sigma^2} (T - g(\theta^*))^\top (I - H_\omega R_\omega^{-1} H_\omega^\top) (T - g(\theta^*)) \right\},$$

$$\tilde{\mu}_\omega = \mathbf{E}\{\mu_\omega | \omega, T\} = R_\omega^{-1} H_\omega^\top (T - g(\theta^*)), \quad (10)$$

$$\tilde{\theta} = \mathbf{E}\{\theta | \omega, T\} = \theta^* - DH^\top H_\omega R_\omega^{-1} H_\omega^\top (T - g(\theta^*)).$$

Здесь $R_\omega = H_\omega^\top R H_\omega + \sigma^2 / \sigma_\mu^2 I_{|\omega| \times |\omega|}$ — часть матрицы R по набору ω с малой регуляризующей добавкой $\sigma^2 / \sigma_\mu^2 I_{|\omega| \times |\omega|}$.

Итоговая оценка получается следующим образом:

- 1) Для каждого возможного ω по выражению (9) определяется правдоподобие $p(T | \omega)$.

- 2) По выражению (4) определяются условные вероятности $p(\omega | T)$.
- 3) По выражению (10) определяется условное математическое ожидание θ для каждого варианта ω .
- 4) Вычисляется общая оценка по формуле (3):

$$\mathbf{E}\{\theta | T\} = \theta^* - \quad (11)$$

$$DH^T \left(\sum_{\omega \in \Omega} \mathbf{P}(\omega | T) H_{\omega} R_{\omega}^{-1} H_{\omega}^T \right) (T - g(\theta^*)).$$

IV. Сравнение со стандартными методами борьбы с выбросами

Общепринятым в обработке измерений GPS методом работы с выбросами [2], [3] является:

- 1) обнаружение события выброса;
- 2) детекция, на какой станции он произошёл;
- 3) удаление выбросного измерения, и решение задачи определения параметров без него.

Поскольку математическая формулировка задачи мультилатерации (1), (2) в основном повторяет формулировку задачи GPS-навигации, было бы естественно воспользоваться теми же самыми методами. Однако из-за худших геометрических условий наблюдения, и, видимо, большего числа выбросов, зачастую эти методы не работают в полной мере.

Так, наиболее трудными случаями в борьбе с выбросами являются те, когда событие выброса является малозаметным, а при этом его влияние на получаемую оценку достаточно существенное. В задаче мультилатерации типичным является достаточно малое количество измерений m , а при малом количестве измерений выбросы трудно обнаружить.

Обнаружение события выброса обычно проводят при помощи анализа значения $J(\theta^*)$ функционала J в оптимальной точке [1]–[3]. Величина $J(\theta^*)$ является случайной из-за наличия случайных ошибок. В случае, если выбросов нет и выполняется уравнение (1), величина $J(\theta^*)$ имеет распределение хи-квадрат χ_{m-4}^2 с $m - 4$ степенями свободы. В случае, если произошёл выброс и выполнено уравнение (2), при зафиксированных ω , μ_{ω} величина $J(\theta^*)$ будет иметь нецентральное распределение хи-квадрат $\chi_{\mu, m-4}^2$ с $m - 4$ степенями свободы и параметром нецентральности $\hat{\mu} = (H_{\omega} \mu_{\omega})^T R H_{\omega} \mu_{\omega}$.

На рис. 1 изображены эмпирические функции распределения $J(\theta^*)$ для малого числа станций $m = 5$. Синим показана эмпирическая функция распределения $J(\theta^*)$ для случая отсутствия выбросов. Красным — такая же функция распределения для выброса на одной из станций. В моделировании значение выброса было зафиксировано, не менялось и имело величину 300 м. Вертикальной зелёной линией отмечен порог, выше которого находится только 5% значений $J(\theta^*)$. Обнаружение выброса обычно делают при помощи порогового правила. Для данной ситуации видно, что предлагаемое пороговое правило при уровне значимости 5%

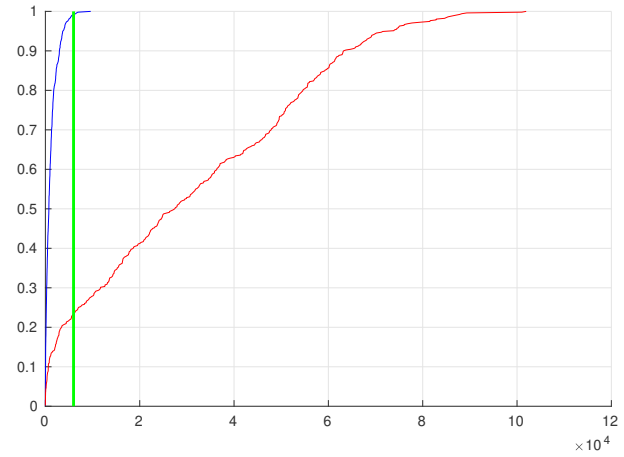


Рис. 1. Эмпирические функции распределения для значений $J(\theta^*)$ без выбросов (синяя) и с выбросом (красная)

имеет большое количество пропущенных событий — примерно 23%.

Детекцию того, где именно произошёл выброс, обычно строят двумя путями. Первый вариант состоит в анализе невязок $T - g(\theta^*)$. Второй связан с перебором подвыборок α станций: по каждой подвыборке снова решается задача МНК

$$J_{\alpha}(\theta) = \sum_{i \in \alpha} (t_i - g_i(\theta))^2, \quad \theta_{\alpha}^* = \underset{\theta}{\operatorname{argmin}} J_{\alpha}(\theta),$$

пока не найдётся подвыборка α^* , удовлетворяющая статистическому тесту на отсутствие выбросов (либо просто берётся подвыборка, имеющая минимальное значение $J_{\alpha}(\theta_{\alpha}^*)$).

В случае малого количества станций m , статистический тест по подвыборке имеет ещё меньшую мощность при заданном уровне значимости, чем тест по полной выборке. Как следствие, увеличивается количество ошибок, когда станции с выбросами на самом деле не исключаются из решения, а исключается станция, не имеющая ошибки.

Байесовский метод, изложенный выше, вместо определения «выбросной» станции, ставит в соответствие каждой станции условную вероятность $\mathbf{P}(\omega | T)$ того, что именно на ней был выброс. По этой причине он защищён от такого рода крайних явлений, когда «выбросная» станция определяется неправильно.

Для моделирования точности алгоритмов было проведено статистическое испытание. Рассматривалась система из 6 станций, воздушное судно находилось на высоте 2000 м. Для сетки заданных истинных положений производился расчёт времён измерений и формировались выбросы. Для каждой шестёрки измерений $\{t_i\}$ одно было обязательно выбросным (по случайно выбранной станции). Величина выброса полагалась 300 м (или 1 мкс) со случайным знаком.

На рисунках ниже указаны линии уровня горизонтальной точности — СКО определения горизонтально-

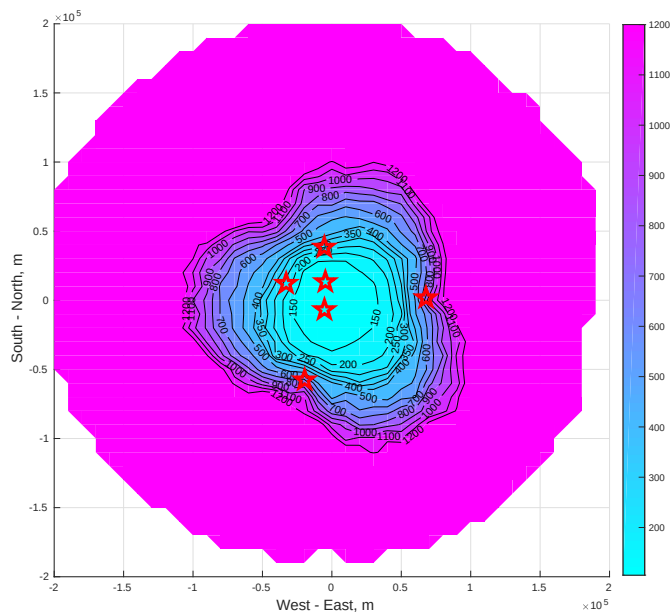


Рис. 2. Горизонтальная точность исходного МНК-решения

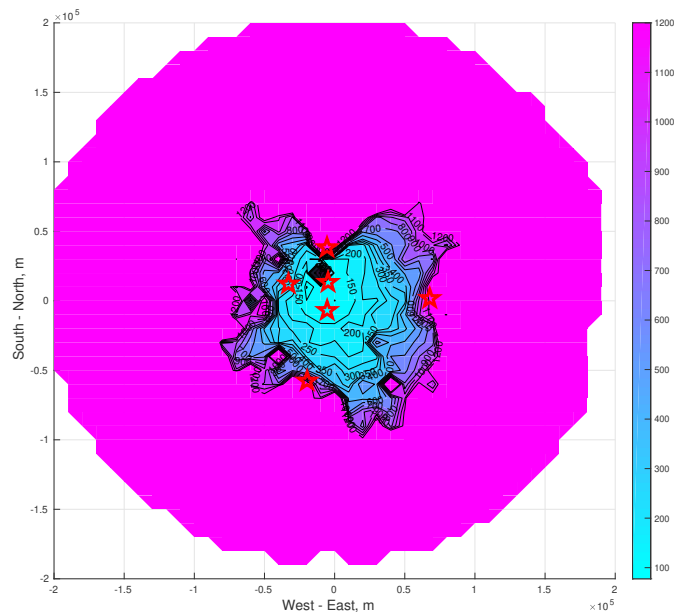


Рис. 3. Горизонтальная точность решения, основанного на отбрасывании предполагаемого выброса

го положения воздушного судна в метрах. На рис. 2 показана точность исходного МНК-решения (8). На рис. 3 показана точность алгоритма, сделанного по мотивам публикаций [1], [3], в котором производится подобная работа с решениями по подвыборкам. Как видно, точность такого алгоритма даже хуже, чем точность исходного МНК-решения, где борьбы с выбросами не производится вообще. На рис. 4 показана точность предлагаемого байесовского алгоритма. Для него полагалось $P(\omega = \emptyset) = 0.61$, $P(\omega = \{1\}) = \dots = P(\omega = \{6\}) = 0.065$, $\sigma = 30$ м, $\sigma_\mu = 300$ м. Следует отметить, что предположения о вероятностном законе выбросов, заложенные в алгоритме, не совпадают с предположениями, согласно которым распределены данные в моделировании. Тем не менее, получена хорошая точность определения положения воздушного судна.

Благодарности

Автор благодарит ООО «Фирма «НИТА» за постановку задачи и обсуждение полученных результатов.

Список литературы

- [1] Brown, R. G., A Baseline GPS RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods. *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, 1992, vol. 39, no. 3, pp. 301–316. doi:10.1002/j.2161-4296.1992.tb02278.x
- [2] Parkinson, B. W., Axelrad, P., Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual. *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, 1988, vol. 35, no. 2, pp. 255–274. doi:10.1002/j.2161-4296.1988.tb00955.x.
- [3] Kuusniemi, H., User-Level Reliability and Quality Monitoring in Satellite-Based Personal Navigation, PhD thesis, Tampere, 2005.

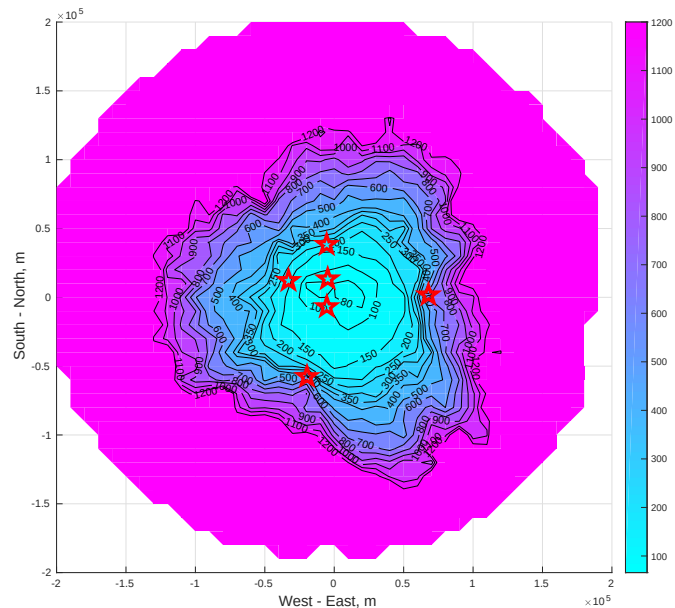


Рис. 4. Горизонтальная точность байесовского алгоритма

- [4] Bedin, D. A., Problem of Multilateration with Several Transmission Instants. *Integrated Navigation Systems — ICINS 2018: 25th Saint Petersburg Intern. Conf., proceedings. SPb*, 2018, pp. 1–3.
- [5] Bedin, D. A., Localization with Several Instants of Signal Transmission in Multilateration Systems. *IFAC-PapersOnLine*, 2018, vol.51, iss.32, pp. 659–662.

Использование генетического алгоритма для определения параметров многогипотезного алгоритма восстановления траектории воздушного судна

Дмитрий Бедин
Отдел динамических систем
ИММ УрО РАН
Екатеринбург, Россия
bedin@imm.uran.ru

Алексей Иванов
Отдел динамических систем
ИММ УрО РАН
Екатеринбург, Россия
iagsoft@imm.uran.ru

Аннотация—Разработан многогипотезный алгоритм восстановления траектории воздушного судна, показавший неплохую производительность при обработке модельных и реальных данных. Работа алгоритма зависит от большого числа параметров. Отследить влияние многих из них на результаты достаточно сложно. В этой ситуации оправданным является применение генетического алгоритма для настройки параметров.

Index Terms—Генетические алгоритмы, Восстановление траектории

I. Введение

Ранее авторами был разработан многогипотезный алгоритм [1]–[3] восстановления траектории воздушного судна (ВС). Алгоритм тестировался на модельных и реальных данных и показал неплохую производительность. Однако работа алгоритма зависит от большого числа параметров, при этом влияние их изменения на результаты счёта весьма запутано. Изначально значения большинства параметров были выбраны исходя из эмпирических соображений. Для улучшения производительности алгоритма необходима настройка параметров, которую следует проводить в автоматическом режиме, тестируя работу алгоритма на данных наблюдения (машинное обучение).

Методы настройки параметров, использующие значения частных производных, не могут быть применены ко всем параметрам многогипотезного алгоритма: по одним параметрам вычисление производных является очень трудоемким как с точки зрения написания требуемого кода, так и с точки зрения вычислительных ресурсов; другие параметры являются целочисленными, поэтому производная по ним может существовать только в каком-то особом, обобщённом смысле.

Разумным является применение генетического алгоритма настройки параметров. Относительно простой в программировании, генетический алгоритм требует

больших вычислительных ресурсов. Но это требование не является критичным из-за наличия в ИММ УрО РАН вычислительного кластера [4].

II. Многогипотезный алгоритм восстановления траектории ВС

Основой многогипотезного алгоритма является построение и поддержание пучка траекторий, каждая из которых представляет собой вариант движения самолёта, совместный с имеющимися замерами, историей наблюдения и ограничениями на динамику [1].

После поступления очередного замера алгоритм производит развитие пучка (продолжение, ветвление и т.п.) в соответствии с координатами и моментом замера. Затем происходит построение оценки положения ВС на момент замера. Далее пучок прореживается и алгоритм ожидает поступления следующего замера.

Алгоритм показал себя достаточно хорошо, особенно в случаях присутствия в замерах выбросов — редких замеров с большим уровнем ошибки [2], [3].

Недостатком алгоритма является большое число (несколько десятков) настроечных параметров, влияние которых на работу алгоритма не всегда очевидно. Например, при подсчёте главного критерия соответствия траектории имеющимся замерам используется некоторая особая функция расстояния между замером и точкой на траектории. У этой функции есть два параметра «величина зоны нечувствительности» и «величина дальней зоны». Значение главного критерия соответствия используется, в частности, при прореживании пучка. Аналитически учесть влияние значений упомянутых параметров на работу алгоритма даже на этапе одного шага алгоритма представляется чрезмерно сложным.

III. Генетический алгоритм

Алгоритм основывается на моделировании процесса естественной эволюции [5] с включением элементов

направленного поиска.

Программа генетического алгоритма написана на языке MATLAB, счётная часть (многогипотезный алгоритм восстановления траектории ВС) написана на языке Free Pascal.

А. Структуры данных

Структуры оформлены как классы на языке MATLAB.

Класс «Параметр» («ген»). Ген описывает один из параметров счётной программы многогипотезного алгоритма восстановления траектории.

Класс «Особь» предназначен для хранения генотипа (массив элементов класса «Параметр») одной особи популяции. Кроме генотипа, класс «Особь» содержит свойства, относящиеся к качеству особи, флаг «бессмертность», показатель максимального возраста особи, текущий возраст особи, параметры, описывающие предков особи.

Класс «Популяция» хранит массив особей популяции и некоторые параметры, связанные с общим качеством популяции.

В. Разгон алгоритма

Разгон алгоритма осуществляется от одной особи. После формирования одной особи происходит образование популяции на основе мутации: образуется некоторое количество особей, значения параметров которых отличаются от параметров первой особи.

С. Просчет новых особей

Просчёт новых особей организован при помощи счётной программы многогипотезного восстановления траектории ВС [1]–[3].

Задается идеальная модельная траектория, представляющая некоторое истинное движение ВС, которое содержит участки различных типов движения, характерных для гражданских воздушных судов. На основе этой траектории строится пакет треков измерений с разной реализацией случайных ошибок.

Каждая особь отличается генотипом, т.е., с точки зрения программы восстановления траектории, набором параметров. Соответственно, оценки текущего положения ВС, которые программа будет формировать при использовании параметров, будут разными.

После просчёта пакета траекторий счётная программа записывает файл результатов (восстановленные траектории), на основе которого MATLAB-скрипт формирует несколько оценок качества (критериев) конкретной особи, в том числе: максимальное отклонение восстановленной оценки от истинного положения по всем замерам всех траекторий и среднее по траекториям от среднеквадратичного отклонения восстановленной траектории от истинной.

На базе значений критериев определяется основной критерий — функция приспособленности особи h —

средневзвешенное от частных критериев. Смысл функции приспособленности: обобщенное отклонение восстановленной траектории от истинной.

Для всех критериев меньшее значение является лучшим. Размерность всех критериев — метры.

Также на основании критериев происходит присвоение особям признака бессмертности — если на особи реализуется минимум какого-то критерия по популяции, то такая особь помечается флагом «бессмертность».

Заметим, что число бессмертных особей может быть как меньше числа показателей (одна особь реализует минимум нескольких критериев), так и больше числа критериев (несколько особей имеют критерий, равный минимальному по популяции).

Максимальный назначенный возраст для каждой особи вычисляется на основе основного критерия h

$$H_{\min} = \min_A h, \quad H_{\max} = \max_A h,$$

$$T_L(h) = 1 + M_A \frac{H_{\max} - h + 1}{H_{\max} - H_{\min}}.$$

Здесь A — множество всех особей популяции, константа M_A — нормальный максимальный возраст, являющийся параметром алгоритма.

Д. Селекция

При селекции происходит уничтожение «старых» особей (возраст особи больше, чем T_L), кроме тех, у которых выставлен флаг «бессмертность». Если после уничтожения «старых» особей, количество особей превышает назначенное максимальное количество, производится уничтожение «престарелых особей», для которых разница между текущим возрастом и максимальным назначенным возрастом мала.

Е. Кроссинговер

Кроссинговеру могут подвергнуться любые две особи возрастом больше 2. При помощи генератора случайных чисел составляются пары особей. Пара особей формирует новую особь: каждый ген новой особи наследуется либо от первого, либо от второго родителя, порядок наследования выбирается генератором случайных чисел. Если получающийся генотип потомка оказывается клоном одного из родителей, то особь на основе такого генотипа не образуется.

Ф. «Направленное размножение»

Данный вид наследования вносит элемент прямого поиска в генетический алгоритм. Осуществляется попытка направленного генерирования генотипа потомка с лучшим (по сравнению с родителями) значением функции приспособленности h . Используется пара особей с разным значением h .

Идея алгоритма проиллюстрирована на рис. 1. Здесь A — генотип особи с большим значением функции h , B — генотип особи с меньшим (лучшим) значением

функции h . Если предположить непрерывную зависимость функции h от генотипа, то весьма вероятны зависимости, близкие либо к сплошной кривой (минимум между A и B), либо к пунктирной кривой (минимум за B , со стороны противоположной A) на левом рисунке.

Точка C выбирается на середине отрезка AB . Точка $D = 3B - 2A$ (продолжение вектора AB в направлении «за B »). Генотип потомка G случайным образом выбирается на параллелоипе CD .

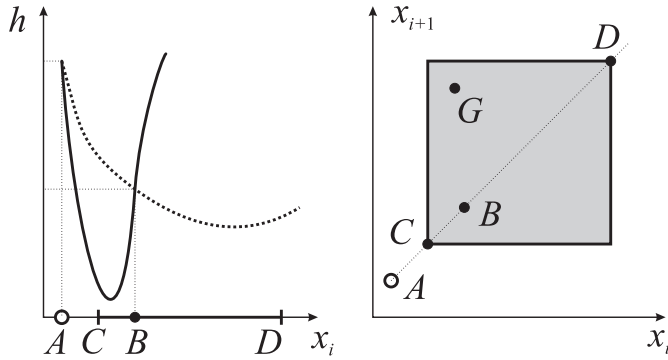


Рис. 1. Схематическая иллюстрация идеи метода «Направленное размножение»: слева — проекция на плоскость $x_i \times h$, справа — проекция на плоскость $x_i \times x_{i+1}$

Такое наследование хорошо работает в случае, когда генотип большинства особей в популяции находится достаточно далеко от локального минимума.

G. Мутации

Бессмертные особи подвергаются мутации каждый жизненный цикл популяции, остальные особи подвергаются мутации с меньшей вероятностью.

Если назначенный срок жизни особи меньше, чем текущий возраст, то особь подвергается нормальной мутации: величина каждого гена случайным образом изменяется на величину не больше, чем текущий шаг варьирования этого гена.

Если возраст особи превышает назначенный срок жизни (такое возможно для бессмертных особей), то особь подвергается либо микромутации, либо макромутации.

Микромутацией называем мутацию, при которой величина каждого гена изменяется на случайную величину на два порядка меньшую, чем текущий шаг варьирования гена.

При макромутации происходит изменение величины только одного случайно выбранного гена, значение этого гена изменяется на случайную величину на два порядка большую, чем текущий шаг варьирования гена. В ряде случаев при макромутации мутируемый ген выбирается случайным образом по всей области возможных значений.

Такое поведение направлено на оживление генетического разнообразия в случае возможного «застоя» популяции.

IV. Результаты вычислений

Было проведено несколько вычислительных экспериментов по нахождению наилучших параметров много-гипотезного алгоритма. Приведем описание одного из них.

В качестве идеальной модельной траектории взята траектория продолжительностью 1100 с, состоящая из участков установившегося движения и переходных участков, максимальные ошибки восстановления для которых определены в нормативных материалах [6]. Пакет модельных траекторий состоял из 16 траекторий с СКО замеров 70 м, из них 10 траекторий не содержали выбросов, а 6 траекторий имели выбросы (в среднем каждое двадцатое измерение имело шум с повышающим коэффициентом 5).

Рассчитывался вариант с 19 варьируемыми параметрами (19 генов).

Вычисления велись на суперкомпьютере из состава СКЦ ИММ УрО РАН [4], одновременно использовалось до 40 вычислительных ядер, продолжительность вычислений составила немногим больше двух суток. За это время в генетическом алгоритме сменилось 419 поколений.

На рис. 2 показано как от поколения к поколению развивались значения функции приспособленности h . Каждая особь популяции представлена маркером (форма и цвет маркера зависит от способа образования особи). На рисунке представлена область с малыми значениями h .

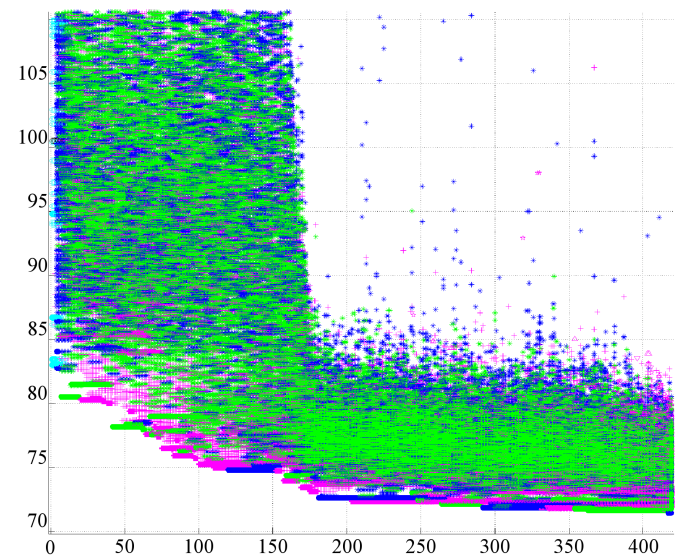


Рис. 2. График изменения значений функции приспособленности особи h в популяции в зависимости от поколения. Вертикальная ось — h («значение функции приспособленности»), м. Горизонтальная ось — номер поколения.

Рис. 3 иллюстрирует эволюцию популяции на примере гена `w0_penalty_cir`. Начальное значение гена было равно 0.01, в течение первых нескольких десятков

поколений большинство особей имело значение этого гена в районе $(0, 0.04)$. На участке между поколениями 100 и 150 значения гена были распределены по отрезку возможных значений более-менее равномерно. После поколения 150 большая часть особей стала иметь значения гена в диапазоне $(0.32, 0.36)$. В последнем поколении значение равное 0.3498 даёт наилучшее значение функции приспособленности h .

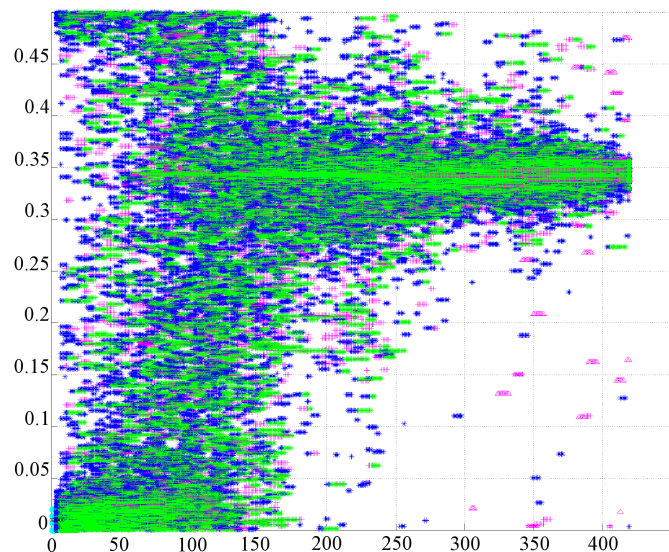


Рис. 3. Изменение распределения значений гена $w0_penalty_cir$ в популяции в зависимости от поколения

Рис. 4 показывает как улучшилась работа многогипотезного алгоритма при использовании вектора параметров, оптимизированного генетическим алгоритмом. Был взят пакет траекторий, полученный на основе той же идеальной модельной траектории, но состоящий из 100 траекторий с другой реализацией случайных ошибок, при этом 10 траекторий имели выбросы. Приведён график среднеквадратичного отклонения восстановленных точек от истинного движения по поперечному каналу. Результаты для оптимизированного вектора параметров показаны широкой сплошной линией. Результаты для исходного (неоптимизированного) вектора параметров представлены пунктирной линией. Тонкой сплошной линией показан график отклонения для треков замеров.

Благодарности

Авторы благодарят ООО «Фирма «НИТА» за постановку задачи и обсуждение полученных результатов.

При проведении работ был использован суперкомпьютер «Уран» ИММ УрО РАН.

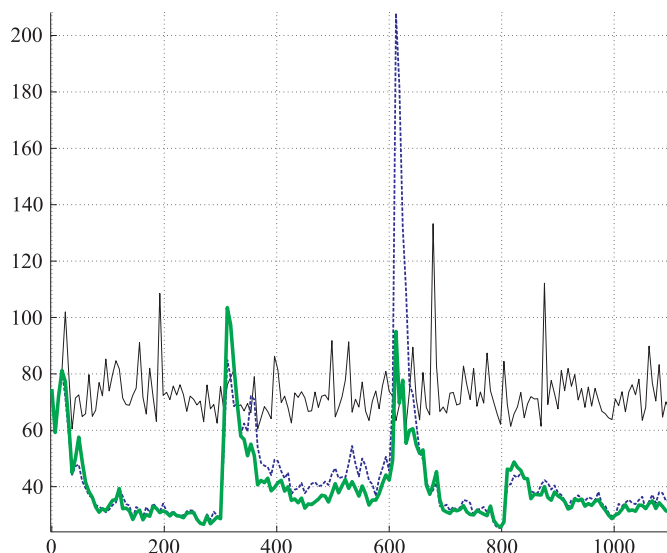


Рис. 4. Сравнение обработки модельных траекторий для исходных и улучшенных параметров. Использован пакет из 100 траекторий, не сопадающий по ошибкам с основным счетным пакетом, по которому работал генетический алгоритм

Список литературы

- [1] A. A. Fedotov and A. G. Ivanov, "Multi-hypothesis tracking algorithm for aircraft trajectory," Systems Analysis: Modeling and Control, abstracts of the International Conference in memory of Academician Arkady Kryazhimskiy, Ekaterinburg, IMM UB RAS, 2016, pp. 44–46.
- [2] D. A. Bedin, A. A. Fedotov, and A. G. Ivanov, "Recovering an aircraft trajectory by using the detection of the motion type," 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2018, pp. 127–130.
- [3] A. G. Ivanov, D. A. Bedin, A. A. Fedotov, and S. A. Ganebnyi, "Fixed Types of Motion in Aircraft Trajectory Recovering," IFAC-PapersOnLine, 2018, vol. 51, iss. 32, pp. 889–894.
- [4] Центр коллективного пользования ИММ УрО РАН «Суперкомпьютерный центр ИММ УрО РАН» (СКЦ ИММ УрО РАН). <http://parallel.uran.ru/node/419>
- [5] M. Mitchell, An Introduction to Genetic Algorithms. Cambridge, MA: MIT Press, 1996.
- [6] SUR.ET1.ST01.1000-STD-01-01: EuroControl standart document for radar surveillance in en-route airspace and major terminal areas. Edition 1.0, 1997. <https://www.eurocontrol.int/publications/eurocontrol-standard-radar-surveillance-en-route-airspace-and-major-terminal-areas>

Траекторные измерения при проведении контроля и испытаний наземного и бортового посадочного радиотехнического оборудования летательных аппаратов*

Е.Б. Горский, Е.Г. Харин, И.А. Копылов, В.А. Копелович, А.В. Ясенюк
АО «ЛИИ им. М.М. Громова»
Жуковский, Россия
nio9@lii.ru

Аннотация — Рассмотрена задача проведения траекторных измерений на базе спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS для обеспечения испытаний бортового оборудования систем посадки и летного контроля информационного поля наземного оборудования радиотехнических систем посадки

Ключевые слова — траекторные измерения; спутниковые навигационные системы; испытания радиотехнического оборудования

I. ВВЕДЕНИЕ

Требования регулярности и безопасности выполнения полетов летательных аппаратов (ЛА) привели к необходимости автоматизации управления полетом на всех его этапах. Наиболее высокие требования предъявляются к выполнению точного захода на посадку и посадки ЛА. Выполнение этих требований в значительной степени зависит от оснащенности ЛА и аэродромов средствами радионавигационного обеспечения и качества их работы.

Специалисты Летно-исследовательского института имени М. М. Громова принимают активное участие в сертификационных испытаниях режима посадки самолетов по категории III В. К настоящему времени проведены испытания данного режима для самолетов Ил-96-300 и SSJ-95. В испытаниях оценивалась работа всего бортового оборудования, обеспечивающего выполнение режима, включая бортовое оборудование радиотехнической системы посадки. Работа бортового посадочного оборудования оценивается при выполнении посадочных операций в поле сигналов, создаваемом наземным оборудованием системы посадки, которое также нуждается в периодической оценке качества работы.

Доклад посвящен одному из важных аспектов оценки характеристик бортового и наземного оборудования – обеспечению эталонирования траектории полета современными средствами траекторных измерений. В докладе рассматривается курсоглиссадная радиотехническая система посадки (КГС) метрового диапазона.

II. РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСАДКИ

Система инструментального захода на посадку представляет собой совокупность наземных и бортовых радиотехнических устройств, обеспечивающих летательные аппараты точным наведением по курсу и глиссаде для управления ЛА в процессе захода на посадку и во время посадки.

В настоящее время основной системой инструментальной посадки ЛА, используемой в гражданской авиации, является КГС. Измеряемыми параметрами являются отклонения от линии курса и глиссады. Система КГС также оборудуется дальним и ближним маркерными радиомаяками (ДМРМ и БМРМ) для сигнализации пролета обозначенных на схеме захода на посадку контрольных точек. На рис. 1 представлена типовая схема захода на посадку, обеспечиваемая системой КГС.

В состав бортового оборудования, работающего с системой КГС, входят курсовой, глиссадный и маркерный приемники, объединяемые в моноблок.

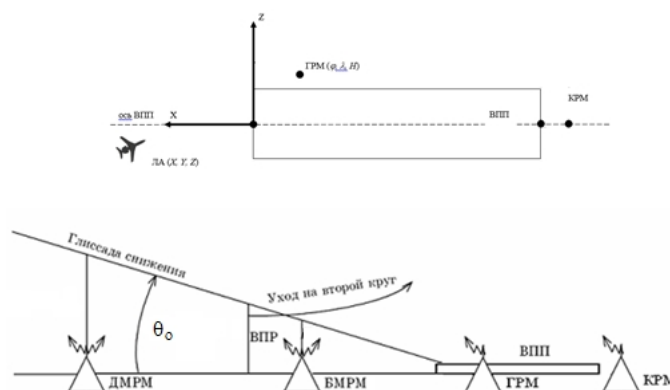


Рис. 1. Схема захода на посадку и наземное оборудование КГС

На рис. 1 введены обозначения: КРМ и ГРМ – курсовой и глиссадный радиомаяки; ДМРМ, БМРМ – дальний и ближний маркерные радиомаяки; θ_0 – угол наклона глис-

сады; ВПР – высота принятия решения, которая соответствует нижней границе облаков и дальности видимости на взлетно-посадочной полосе (ВПП).

III. СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ БОРТОВОГО И НАЗЕМНОГО РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПОСАДКИ

Летные испытания по оцениванию параметров системы посадки обеспечиваются проведением траекторных измерений (ТИ). Качество оценки испытываемых систем напрямую зависит от применения в летных испытаниях современных методов и систем траекторных измерений. Созданные в ЛИИ им. М.М. Громова методы и средства тесным образом интегрированы в технологический цикл отработки и испытаний бортового оборудования летательных аппаратов.

Многоцелевой малогабаритный комплекс бортовых траекторных измерений (КБТИ) был разработан в середине 90-х годов XX века в ЛИИ им. М.М. Громова для обеспечения летных испытаний авионики. Комплекс осуществляет определение траекторных параметров летательного аппарата, регистрацию параметров оцениваемых бортовых систем, синхронизацию траекторных параметров и информации бортовых систем [1, 2]. С внедрением КБТИ в практику летных испытаний произошли существенные изменения технологии проведения летных испытаний (рис. 2). Экспресс-анализ материалов летных испытаний производится в полете или сразу после его окончания. По результатам экспресс-анализа формируется задание на следующий испытательный полет.

Проведенные испытания КБТИ показали, что погрешность измеряемых координат, полученных на основе дифференциального фазового режима СНС, с вероятностью 0,95 не превышает 0,3 м.



Рис. 2. Современные методы, средства и технологии испытаний бортового оборудования летательных аппаратов

Для настройки наземного оборудования систем посадки при вводе в эксплуатацию и его регулярного контроля служат летающие лаборатории (ЛЛ), оборудованные автоматизированными системами летного контроля. Периоди-

ческий контроль обусловлен изменчивостью формирования информационного поля в пространстве, которое зависит от правильного функционирования радиомаяков с многокомпонентной антенно-фидерной системой, характеристики которой могут ухудшаться с течением времени, свойств отражающей земной поверхности и объектов, находящихся в зоне формирования сигналов.

Специалисты ЛИИ им. М.М. Громова в 90-х годах принимали участие в работах по исследованию характеристик посадочных и навигационных систем, которые легли в основу создания целой серии летающих лабораторий (рис. 3).

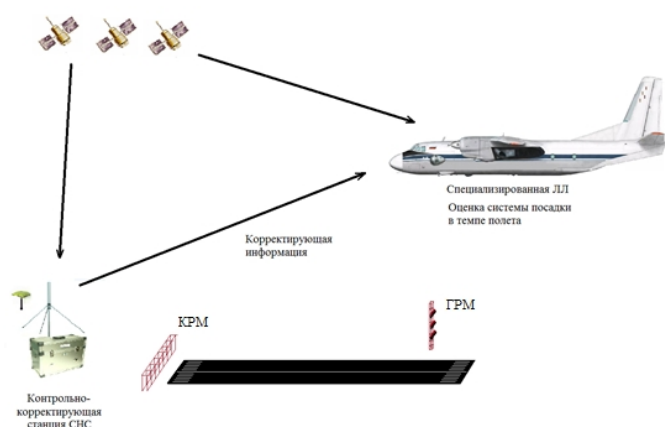


Рис. 3. Специализированные средства летного контроля системы посадки

Системы летного контроля определяют характеристики наземного оборудования и оценивают их на соответствие заданным требованиям, содержащим уровни допустимых погрешностей выходных параметров и зоны действия наземного оборудования. Чтобы оценить поле сигналов в пространстве, необходимо определить распределение его информационного параметра в зависимости от координат. Измерить информационные параметры во всем поле не представляется возможным, поэтому измерения производятся при полете по определенным траекториям, а само поле оценивается в рамках определенной модели. Модель учитывает особенности поля сигналов, такие как чувствительность к угловому смещению, гиперболичность глиссады и т.п. Наиболее высокие требования предъявляются к полю радиомаяков категории III, обеспечивающих наведение вплоть до посадки с послепосадочным пробегом.

Чтобы получить характеристики сигналов наземного оборудования системы посадки нужно в полете определять координаты антенн курсового и глиссадного бортовых радиоприемников. До недавнего времени самыми распространенными и точными средствами ТИ, применяемые в испытаниях радиотехнических систем посадки, были оптические средства ТИ. Такие средства ТИ обладают существенными ограничениями: малая дальность действия (до 20 км), зависимость от погодных условий, отсутствие измерений дальности, подверженность ошибкам, связанных с человеческим фактором (качество выставки системы, захвата и сопровождения ЛА), возможность оценки углового отклонения только для одного радиомаяка – курсового или глиссадного, значительные габариты и вес.

Современные ТИ построены на основе спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Спутниковая система ТИ обеспечивает определение координат в темпе полета в зоне действия системы посадки в любых погодных условиях, обладает существенно меньше массой и габаритами, существенно меньшим влиянием человеческого фактора на проведение измерений. Особенностью летного контроля является получение оценок параметров для настройки радиомаяков непосредственно в темпе полета сразу после выполнения режима измерений. Поэтому для летного контроля наземного оборудования применяется дифференциально-фазовый режим в реальном времени.

IV. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ БОРТОВОГО РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПОСАДКИ

С участием специалистов ЛИИ им. М.М. Громова проведены испытания режима захода на посадку и посадки по категории III В самолетов Ил-96-300 и SSJ-95, обеспечиваемого радиомаячной системой инструментальной посадки КГС. В летных испытаниях оценивалась работоспособность бортового оборудования системы посадки, которая охватывает такие характеристики как погрешности сигналов, зону действия системы [3].

На время проведения испытаний на самолете устанавливался комплекс КБТИ, который регистрировал параметры испытываемого оборудования системы посадки, различных самолетных систем, как, например, инерциальной навигационной системы, системы воздушных сигналов, радиовысотомера и др., предоставляющих информацию о параметрах полета самолета (курс, крен, тангаж, барометрическая и радиовысота и т.д.). На аэродроме устанавливалась контрольно-корректирующая станция (ККС) для организации дифференциально-фазового режима.

Проводить оценку характеристик бортового оборудования в темпе полета нет необходимости. Весь цикл обработки материалов летных испытаний производился непосредственно после проведения полета. Перед проведением испытаний выполнены измерения координат порогов взлетно-посадочной полосы ВПП и фазовых центров радиомаяков системы посадки, смещения антенн курсового и глиссадного приемников относительно антенны СНС КБТИ в строительных осях самолета.

В процессе испытательного полета выполнялись режимы захода на посадку с посадкой и послепосадочным пробегом, оценивались зоны действия работы бортовой аппаратуры посадки, выполнялись специальные режимы для проверки чувствительности оборудования при отклонениях от заданной траектории захода на посадку.

Требования к бортовому радиотехническому оборудованию системы посадки содержат уровни допустимых погрешностей их выходных параметров и зону действия системы. Оценка погрешности испытываемого бортового оборудования основана на сравнении параметров, измеряемых этим оборудованием, с их более точными значениями в фиксированные моменты времени, которые принимаются за действительные значения.

Для получения действительных отклонений от линии курса и глиссады после выполнения полета геодезические

координаты антенны СНС, рассчитанные в дифференциально-фазовом режиме по информации, зарегистрированной КБТИ и наземной ККС, пересчитываются в аэродромную прямоугольную метрическую систему координат, связанную с ВПП. По полученным прямоугольным координатам с учетом взаимного расположения антенн СНС и антенн курсового и глиссадного радиоприемников КГС (КРП и ГРП) рассчитываются действительные угловые отклонения антенн КРП и ГРП системы посадки от линии курса и глиссады соответственно, которые в свою очередь определены по расположению курсового и глиссадного радиомаяков.

По параметрам испытываемого оборудования системы посадки и вычисленным действительным значениям угловых отклонений рассчитывается погрешность данного оборудования. На рис. 4 показан пример оценки сигнала отклонения от линии курса ϵ_k бортового оборудования системы КГС. На графике приведены действительные значения отклонения, рассчитанное по данным спутниковой системы ТИ в составе КБТИ, погрешность системы, трубка допуска, высота $H_{\text{СНС}}$ и боковое отклонение Z . Погрешность сигнала находится в трубке допуска на протяжении всего захода на посадку.

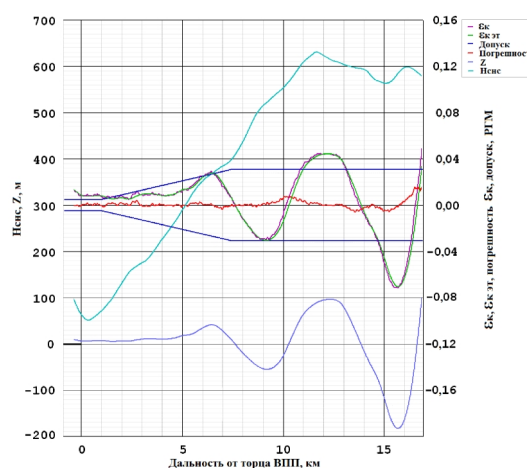


Рис. 4. Оценка сигнала отклонения от линии курса бортового оборудования КГС

Внедрение КБТИ с высокоточной спутниковой системой ТИ и регистрацией параметров с синхронизацией их с ТИ с погрешностью не более 2 мс позволило проводить тщательный анализ оцениваемого сигнала, как, например, переходных процессов выходных сигналов бортового оборудования при изменении углового отклонения от линии курса или глиссады и эффектов «залипания» сигнала.

Для анализа переходных процессов выходных сигналов выполняются специальные режимы полета — сечения зон курса и глиссады, заходы с плавными равномерными отклонениями от линии курса влево и вправо и заходы с плавными равномерными отклонениями от глиссады вверх и вниз. При этом оценивается динамическое запаздывание выходного сигнала и его систематические ошибки при различных отклонениях.

Применение КБТИ в летных испытаниях бортового радиотехнического оборудования посадки с дифференциаль-

но-фазовом режиме работы аппаратуры СНС позволило повысить качество их оценки при сокращении времени на обработку материалов.

V. ЛЕТНЫЙ КОНТРОЛЬ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ

Качественное выполнение захода на посадку и посадки ЛА зависит также и от характеристик работы наземных посадочных радиомаяков. В летных испытаниях бортовое радиотехническое оборудование посадки оцениваются при работе в поле сигналов, создаваемым наземным оборудованием системы посадки.

Перед проведением летной проверки КГС производится измерение координат порогов ВПП и фазовых центров радиомаяков системы посадки с использованием спутниковой системы ТИ. В темпе полета выполняется регистрация параметров испытываемой системы от точного калиброванного приемника КГС. ККС, установленная в районе аэродрома, передает корректирующую информацию в темпе полета на борт ЛЛ для организации в бортовой аппаратуре спутниковой системы ТИ дифференциально-фазового режима определения местоположения в реальном времени.

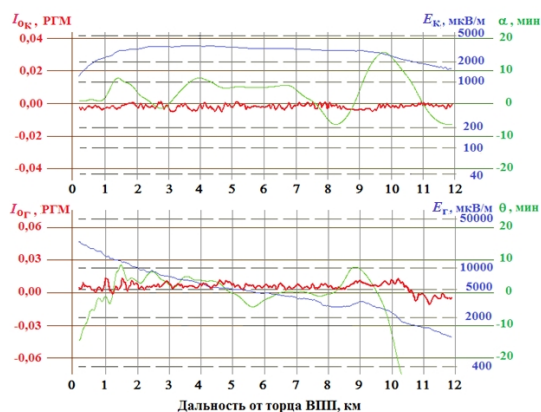


Рис. 5. Результаты оценки параметров курсового и глиссадного радиомаяков при их совместной оценке

Для получения действительных отклонений от линии курса и глиссады геодезические координаты, измеренные спутниковой системой ТИ, пересчитываются в аэродромную прямоугольную метрическую систему координат, связанную с ВПП, а затем в действительные угловые отклонения относительно фазовых центров курсовой и глиссад-

ной антенн. По этим действительным значениям и параметрам испытываемой системы от точного приемника КГС рассчитывается погрешность системы посадки. В процессе полета оцениваются характеристики радионавигационного поля, создаваемого радиомаяками, на участках, границы которых определяются категорией системы посадки.

На рис. 5 представлен пример результатов совместной оценки параметров курсового (вверху) и глиссадного (внизу) радиомаяков КГС. На графике изображены оцененные смещения линии курса и глиссады от номинального значения (I_{0k} и I_{0r}), измеренные напряженности полей сигналов (E_k и E_r) и отклонение ЛА от номинальной траектории при контрольных измерениях в угловых минутах (α и θ) в зависимости от дальности до порога ВПП.

VI. ВЫВОДЫ

Разработана технология проведения летных испытаний бортового радиотехнического оборудования КГС с применением комплекса бортовых траекторных измерений, обеспечивающего траекторные измерения на базе спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS.

С помощью разработанной технологии проведены испытания бортового радиотехнического оборудования на режимах захода на посадку и посадки по категории III В самолетов Ил-96-300 и SSJ-95.

Применение спутниковых систем траекторных измерений при летных испытаниях и контроле наземного радиотехнического оборудования систем посадки позволило повысить качество их оценки, сократить объем полетов за счет совмещения оценки характеристик курсового и глиссадного радиомаяков, снизить трудозатраты на обслуживание отдельного полета и уменьшить влияние человеческого фактора на результаты испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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.
- [2] Харин Е.Г., Копылов И.А., Поликарпов В.Г., Копелович В.А. Методы и средства оценивания пилотажно-навигационного оборудования самолетов в летных испытаниях // Юбилейная XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2008. С. 208–210.
- [3] Авиационные правила. Часть 25. «Нормы летной годности самолетов транспортной категории». М.: ОАО Авиаиздат, 2004. 240 с.

Методы синтеза алгоритмов управления движением в зоне действия экранного эффекта*

А.В. Небылов, В.А. Небылов, А.И. Панферов, С.А. Бродский

Международный институт передовых аэрокосмических технологий,
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения,
Санкт-Петербург, Россия,
iiaat@aanet.ru

Аннотация — Рассматриваются методы получения программной модели крыльевого летательного аппарата — экраноплана вблизи плоского экрана с использованием пакета CFD «Comsol Multiphysics». Определена область применения полученной модели. Предложен метод управления экранопланом в широком диапазоне действия экранного эффекта. Приводятся результаты цифрового моделирования.

Ключевые слова — экранный эффект; CFD; Comsol; компьютерная модель; управление полетом, устойчивость; управляемость, моделирование

I. ВВЕДЕНИЕ

Эффективность синтезируемых алгоритмов управления в значительной степени зависит от достоверности математических моделей управляемого объекта. В настоящее время не существует достаточно достоверных результатов аналитических расчетов аэродинамических сил и моментов сил, действующих на крыльевой летательный аппарат при его движении вблизи плоского экрана, и тем более, экранов сложной формы. Сложность пилотирования экранопланов, определяемая сильной зависимостью их параметров устойчивости и управляемости от скорости полета и высоты над экраном, требует проведения всесторонних экспериментальных исследований с использованием специально оборудованных аэродинамических труб. Экспериментальные исследования требуют больших расходов и времени.

Проблема осложняется тем, что в настоящее время нет общепринятых концепций построения экранопланов различных классов. Россия является передовой страной в разработке таких концепций и в настоящее время исследуется и строится большое количество экранопланов различных размеров, типов и назначений.

Многие фирмы разрабатывали различные виды малых экранопланов на основе той же аэродинамической схемы или близкой к ней, которая использована при разработке больших экранопланов «Орленок» с взлетным весом 140 тонн или «Лунь» массой 380 тонн. В работе [12] показано существенное различие в подходах к проектированию малых и больших экранопланов. Это приводит к необходимости исследовать большое количество возможных схем.

Значительно сократить расходы на анализ собственной устойчивости и управляемости различных конструктивных схем, условий их балансировки, на разных высотах над экраном и скоростях полета, позволит создание универ-

сального программного комплекса имитации исследований в проектировании аэродинамической трубы.

Принципиальной отличительной особенностью экраноплана по сравнению с самолетом является значительная нелинейная зависимость аэродинамических сил и моментов от высоты над экраном. Этот факт определяет необходимость использования нелинейных законов управления. Кроме того, возможность скачкообразного изменения высоты над экраном, вызванная неровностью подстилающей поверхности, особенно при полете над ледяными полями и торосами, или в случае сильно взволнованной поверхности моря, приводит к значительному скачкообразному изменению динамических свойств экраноплана как объекта управления. В этих условиях система управления должна быть в достаточной степени робастной и обеспечивать приемлемое качество управления при любых изменениях параметров объекта управления.

Основной целью проводимого исследования является разработка получения максимально точной нелинейной компьютерной модели движения экраноплана в зоне действия экранного эффекта и разработка новых методов синтеза алгоритмов управления движением. Для разработки математической модели движения аппарата использована последняя модификация программного пакета CFD «Comsol Multiphysics». Составлена программа, позволяющая вводить и модифицировать исследуемые конструкции и экраны, автоматизировать расчеты, документировать результаты в виде многомерных массивов и преобразовывать эти массивы к виду, удобному для составления структурной схемы в Matlab/Simulink.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ КОМПЬЮТЕРНАЯ МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИКИ

A. Особенности модели

Особенностями исследуемой математической модели аэродинамики объекта являются:

- выбор специальной системы координат и параметров, определяющих положение объекта;
- способы построения геометрии объекта, адаптированной для численного моделирования;
- особенности выбора модели аэродинамики из пакета CFD «Comsol Multiphysics» при разных режимах движения объекта;

Исследования проведены при поддержке Российского научного фонда (проект №16-19-10381) и, частично, Российского фонда фундаментальных исследований в разделе III (A) (проект №18-08-00234).

- изменяемая геометрия аэродинамических управляемых поверхностей, возможности изменения скорости и направления реактивных газовых струй;
- необходимость оптимизации последовательности вычислительных экспериментов, обход точек плохой сходимости решения задач в CFD;
- необходимость использования неравномерной сетки изменяемых параметров вектора состояния объекта и необходимость использования многомерной интерполяции результатов численного эксперимента, в том числе рассчитанных сил и моментов.

В. Область применения модели

В результате расчетов получена нелинейная математическая модель динамики объекта в системе координат «виртуальной продувки» с учетом действия реактивной тяги и аэродинамических сил и моментов, которая используется для следующих целей:

- для определения оптимального положения центра масс объекта для обеспечения балансировки на максимальном диапазоне изменения параметров движения (высота и скорость) с учетом ограничений на диапазоны изменения параметров управляющих воздействий;
- для определения оптимальных значений параметров скорости и направления реактивной тяги, обеспечивающих балансировку при минимальном отклонении закрылков и нейтральном положении руля высоты на всем диапазоне параметров движения с учетом оптимальной центровки объекта;
- аналогично, для определения оптимальных значений параметров скорости и направления реактивной тяги, обеспечивающих балансировку на всем допустимом диапазоне отклонений закрылков.

III. АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

А. Постановка задачи синтеза системы управления

Основным требованием к проектированию систем управления любых пилотируемых летательных аппаратов является безопасность полетов. Особенно это относится к пилотируемым экранопланам, поскольку свойства их устойчивости и управляемости значительно изменяются при малых изменениях высоты. Эти изменения могут происходить незаметно для экипажа или внезапно при полете над неровной ледяной поверхностью, а также при нерегулярном движении морской поверхности.

Для обеспечения безопасности полета при изменении высоты предлагается подавать в систему стабилизации высоты ступенчатые сигналы на подъем или спуск величиной 1-1,5 м, так, как это показано на рис. 1. Длительность ступеньки выбирается из условия завершения переходного процесса по высоте, достижения балансировочного состояния и подтверждения экипажем продолжения маневра.

В. Методы синтеза

После достижения заданной высоты происходит перестройка параметров закона управления в соответствии с изменившимися параметрами экраноплана. Эти параметры определяются для каждой совокупности параметров высота – скорость методом оптимального параметрического синтеза по компьютерной модели.

В соответствии с постановкой задачи синтеза системы управления разработана соответствующая программа, включающая компьютерную модель экраноплана, законы управления и внешние возмущения. Результаты перехода экраноплана с одной высоты на другую приведены на рис. 1.

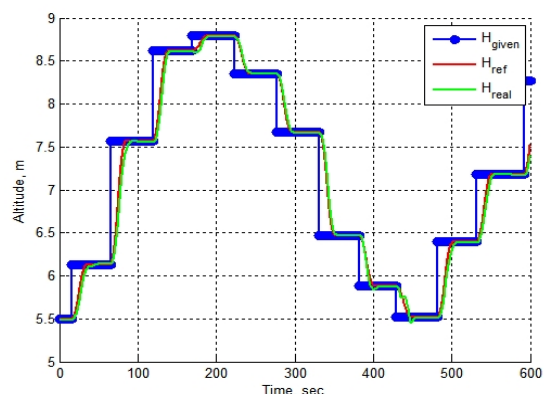


Рис. 1. Траектория продольного движения. H_{given} – заданная высота перехода; H_{ref} – эталонный процесс изменения высоты; H_{real} – фактическое изменение высоты в процессе маневра в вертикальной плоскости

Аналогично реализован канал управления скоростью полета. Процесс управления скоростью полета приведен на рис. 2. При управлении скоростью полета и высотой над экраном следует учитывать сильную взаимосвязь этих процессов.

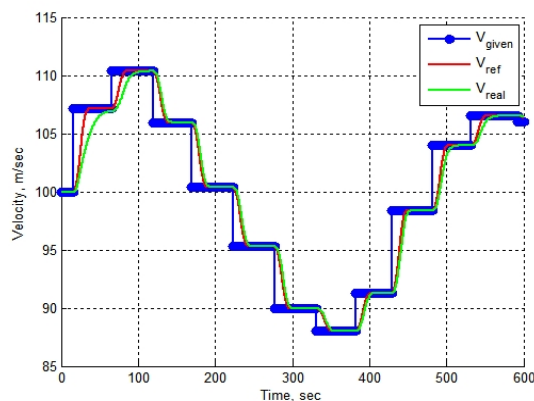


Рис. 2. Процесс управления скоростью полета. V_{given} – заданная скорость; V_{ref} – командный сигнал; V_{real} – фактическое изменение скорости

Разработанное программное средство позволяет моделировать процесс управления высотой полета экраноплана во всем допустимом диапазоне изменения высоты в зоне действия экранного эффекта позволяет:

- решать задачи стабилизации углового положения и управления движением центра масс;

- осуществлять выбор структуры и оптимальных параметров управляющих воздействий, обеспечивающих движение в окрестностях точек равновесия;
- проводить моделирование полета с учетом внешних возмущений, неопределенностей параметров модели объекта и системы управления, вызванных различными факторами, а также с учетом неточностей и запаздывания исполнения команд органами управления.

IV. ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

В ходе проведенных исследований были получены следующие результаты:

- реализована математическая модель аэродинамики обобщенного (гипотетического) летательного аппарата заданной геометрии в программном пакете CFD «Comsol Multiphysics».
- получена серия численных стационарных решений аэродинамических течений для заданных диапазонов изменения параметров полета и заданных диапазонов управляемых переменных модели аэродинамики объекта, позволяющая сформировать многомерный массив аэродинамических параметров модели.
- получена математическая модель динамики объекта управления, позволяющая решать задачи балансировки и оптимальной центровки объекта управления.
- решены задачи оптимизации определения положения центра тяжести модели объекта, обеспечивающего возможность балансировки на максимальных диапазонах изменения параметров движения объекта в зоне экранного эффекта при минимальном отклонении органов управления соответствующем максимальному аэродинамическому качеству.
- решены задачи условной оптимизации значений параметров управления, соответствующие точкам балансировки как решения задачи математического программирования при ограничениях на управляемые переменные, соответствующие диапазонам изменения параметров органов управления.
- получены оптимальные физически реализуемые законы изменения параметров управления, соответствующие безопасным маневрам летательного аппарата в области действия экранного эффекта.
- решены задачи стабилизации движения летательного аппарата в стационарных точках, а также задачи финитного управления и стабилизации движения крыльевого объекта, как задача оптимального пере-

хода от одного балансирующего состояния к другому с оптимальной стабилизацией отклонений от носительно выбранной траектории в пространстве состояний.

V. ВЫВОДЫ

Полученные в процессе виртуальных продувок функции сил и моментов сохранены в виде многомерных массивов параметров в разработанной структуре системы управления в Matlab/Simulink.

Методы и алгоритмы, разработанные для решения поставленных задач, легли в основу создаваемого программного комплекса, предназначенного для решения практических задач проектирования системы управления летательным аппаратом произвольной конструкции в зоне действия экранного эффекта с учетом неопределенностей параметров математической модели, а также с учетом неточностей и запаздывания исполнения команд органами управления.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Nebylov, A., Watson, J., editors, *Aerospace Navigation Systems*. Wiley, 2016, 371 pp.
- [2] Nebylov, A.V., Wilson, Ph., *Ekranoplane – Controlled Flight close to Sea*. Monograph. WIT-Press/Computational Mechanics Publications, Southampton, UK, 2001, 300 p.
- [3] Nebylov, A., Watson, J., editors, *Aerospace Navigation Systems*, John Wiley & Sons, Inc. UK, 2016, 420 p.
- [4] Nebylov, A.V., *Structural optimization of motion control system close to the rough sea*, *13th IFAC World Congress*, San Francisco, USA. Elsevier Ltd, Oxford, 1996, vol.Q, pp. 385–394.
- [5] Nebylov, A.V., *Ensuring control accuracy*. Springer-Verlag, Heidelberg, Germany, 2004.
- [6] Nebylov, A.V., editor, *Aerospace Sensors*. Momentum Press, NY, USA, 2013, 350 p.
- [7] Hahn, T., et al., *Analysis of Wing-in-Ground-Effect Vehicle with regard to Safety Ensuring Control*, *Proceedings of the 19th IFAC World Congress*, Cape Town, South Africa, 2014.
- [8] Nebylov, A.V., Nebylov, V.A., *Controlled WIG flight concept*, *19th IFAC World Congress*, Capetown, 2014.
- [9] Knyazhsky, A.Y., Nebylov, A.V., Nebylov, V.A. Increase in the aerodynamic quality of ground effect vehicle due to the big waves turning around, *Cybernetics and Physics*, 2017, vol. 6, no. 2, pp. 71–75.
- [10] Benzerrouk, H., Nebylov, A., Nebylov, V., *Interactive Multiple Model Target Tracking Based on Seventh-Degree Spherical Simplex-Radial Cubature Information Filter*, *IFAC Aerospace Controls TC Workshop Networked & Autonomous Air & Space Systems (NAASS 2018)*, 13–15 June 2018, Santa Fe, NM USA.
- [11] Nebylov, A.V., Nebylov, V.A., *Metrology problems of WIG-craft motion control*, *5th International Workshop of Metrology in Aerospace (MetroAeroSpace)*, 2018, Rome, Italy.
- [12] Nebylov, A.V., Nebylov, V.A., *Принципы построения системы управления полетом тяжелого транспортного аппарата с экраным эффектом*. Изв. Вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54. № 8. С. 36–43.

Пассивные системы стабилизации наноспутников формата CubeSat: общие принципы и особенности построения

И.В. Белоконов, И.А. Тимбай, Д.Д. Давыдов

Межвузовская кафедра космических исследований,

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Самара, Россия

belokonov@mail.ru, timbai@mail.ru

Аннотация — Выполнено исследование в вероятностной постановке динамики углового движения наноспутников формата CubeSat с пассивными системами стабилизации: аэродинамической, аэродинамически-гравитационной, гравитационной, гравитационно-аэродинамической. На основе полученных аналитических функций распределения максимального угла отклонения продольной оси наноспутника от требуемого направления (вектора орбитальной скорости или местной вертикали) выведены формулы для выбора проектных параметров (геометрических размеров, запаса статической устойчивости, моментов инерции), обеспечивающих при движении на круговых орбитах отклонение продольной оси наноспутника от требуемого направления меньше допустимого значения с заданной вероятностью на требуемой высоте полёта при заданных погрешностях начальной угловой скорости, формируемой системой отделения. Построены номограммы, которые позволяют выбрать основные проектные параметры наноспутника формата CubeSat, обеспечивающие требуемую его стабилизацию на низких круговых орбитах.

Ключевые слова — наноспутник формата CubeSat, аэродинамический момент, гравитационный момент, угол атаки, пассивная система стабилизации

1. ВВЕДЕНИЕ

Проведение большинства научных исследований в космосе с помощью наноспутника предполагает его определённую ориентацию в пространстве. Обеспечение требуемой ориентации наноспутника чаще всего достигается за счет использования пассивных или комбинированных (пассивных в сочетании с активными) систем стабилизации, которые не требуют или требуют незначительного расхода рабочего тела и энергии. Одной из основных задач при этом является исследование неуправляемого движения наноспутника относительно центра масс, так как обеспечение расчетных условий углового движения осуществляется только на этапе проектирования выбором его конструктивных параметров, а также заданием ограничений на величины угловых скоростей, порождаемых системой отделения, а при комбинированной системе стабилизации на момент окончания работы активной системы предварительного успокоения.

При разработке пассивной системы стабилизации, как правило, используются знания об устойчивых положениях

равновесия наноспутника, обусловленные действием внешних моментов. Большинство наноспутников запускаются на низкие круговые орбиты, на которых преобладают гравитационный и аэродинамический моменты и для стабилизации углового положения целесообразно использовать оба момента.

В известных работах задача обеспечения определённой ориентации в пространстве наноспутника решается в детерминированной постановке. Так, например, в работе [1] рассматривается задача обеспечения аэродинамической стабилизации наноспутника класса CubeSat путём развёртывания солнечных панелей под определённым углом к его продольной оси после отделения от транспортно-пускового контейнера.

В данной работе задача обеспечения определённой ориентации в пространстве наноспутника рассматривается в вероятностной постановке применительно к угловому движению наноспутника после отделения от носителя, учитывая, что существующие коммерческие пусковые устройства отделения наноспутников порождают большие величины начальной угловой скорости. В работе обобщены и дополнены результаты ранее выполненных исследований авторов по разработке способов пассивной стабилизации наноспутников формата CubeSat [2-5], что позволило расширить область использования пассивных систем стабилизации наноспутников на высоты до 700 км (предельная высота гарантированного схода с орбиты за время, не превышающее 25 лет, при отсутствии специальных средств увода) для двух наиболее популярных ориентаций продольной оси спутника – по местной вертикали и по вектору орбитального движения. Выполненное исследование позволяет ввести классификацию типов пассивных систем стабилизации для наноспутников формата CubeSat, совершающих полёт по круговой орбите: аэродинамическая, аэродинамически-гравитационная, гравитационная и гравитационно-аэродинамическая, которые можно использовать применительно к диапазону высот доминирования определённого типа момента внешних сил и виду стабилизации (одноосная и трёхосная).

Такая классификация систем стабилизации наноспутников формата CubeSat обусловлена тем, что величина углового ускорения наноспутника, порождаемого аэроди-

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №17-79-20215).

наимическим моментом, на два порядка выше, чем для классических аппаратов с большей массой и размерами (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объемной плотности) [5]. Это позволяет расширить диапазон высот, на которых аэродинамический момент является значимым и его можно использовать совместно с гравитационным моментом для стабилизации углового положения.

На рис. 1 для наноспутника формата CubeSat 3U ($0.1 \times 0.1 \times 0.3 \text{ м}^3$) выделены области высот H и относительного запаса статической устойчивости $\Delta\bar{x} = \Delta x / l$ (Δx – расстояние, отсчитываемое от центра масс до геометрического центра наноспутника, l – характерная длина наноспутника) для различных типов пассивной стабилизации: 1 – одноосная аэродинамическая система стабилизации по вектору скорости (область, где аэродинамический момент превосходит гравитационный $M_a \geq 2M_g$); 2 – трёхосная аэродинамическая гравитационная система стабилизации (область, где аэродинамический момент превосходит гравитационный $M_a \geq 2M_g$); 3 – одноосная гравитационная система стабилизации по местной вертикали (область, где гравитационный момент превосходит аэродинамический $M_g \geq 5M_a$); 4 – трёхосная гравитационно-аэродинамическая система стабилизации (области любого отношения аэродинамического и гравитационного моментов). Расчёты проводились для стандартной атмосферы [6]. Следует отметить, что размеры областей могут изменяться в зависимости от уровня солнечной активности.

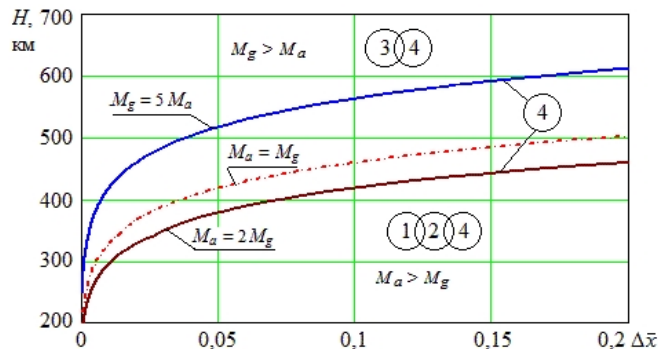


Рис. 1. Области предпочтительного применения типа пассивной стабилизации наноспутника CubeSat 3U в зависимости от значений высот H и относительного запаса статической устойчивости $\Delta\bar{x}$

II. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ПО ВЕКТОРУ СКОРОСТИ

Рассмотрим вариант выбора проектных параметров динамически симметричного наноспутника формата CubeSat для обеспечения аэродинамической пассивной системы стабилизации его продольной оси вдоль вектора скорости центра масс (область 1 на рис. 1).

При отделении наноспутника от транспортно-пускового контейнера реализация величины максимального угла атаки носит случайный характер. Максимальное

значение угла атаки наноспутника, помимо величин аэродинамического и гравитационного моментов, определяется начальным значением угла атаки α_0 и начальным значением угловой скорости $\dot{\alpha}_0$. Полагая, что из указанных величин наибольший разброс значений имеет величина угловой скорости $\dot{\alpha}_0$, и пренебрегая разбросами других величин, в [7] получены функции распределения величины максимального угла атаки $\alpha_{\max}$ на момент отделения от транспортно-пускового контейнера

Если модуль величины $\dot{\alpha}_0$ имеет распределение Рэлея, то функция распределения максимального угла атаки определяется по формуле:

$$F(\alpha_{\max}) = 1 - e^{-\frac{-a(\cos \alpha_{\max} - \cos \alpha_0) - c(\cos^2 \alpha_{\max} - \cos^2 \alpha_0)}{\sigma^2}} \quad (1)$$

где $\sigma > 0$ – масштабный параметр распределения, $a(H) = a_0 S l q(H) / J$ – коэффициент, обусловленный аэродинамическим восстанавливающим моментом; для наноспутников класса CubeSat $a_0 = -c_0 \Delta\bar{x} 4k / \pi$; $c_0 = 2,2$ – коэффициент лобового сопротивления; k – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади; S – характерная площадь наноспутника; J – поперечный момент инерции наноспутника; J_x – продольный момент инерции наноспутника; $q(H) = V^2 \rho(H) / 2$ – скоростной напор; V – скорость полёта; H – высота полёта, $\rho(H)$ – плотность атмосферы; $c(H) = 3(J - J_x)(\omega(H))^2 / (2J)$ – коэффициент, обусловленный действием гравитационного момента; $\omega(H) = \sqrt{\mu / (R_3 + H)^3}$ – угловая скорость движения центра масс наноспутника по орбите; R_3 – радиус Земли; μ – гравитационный параметр Земли.

Если модуль величины $\dot{\alpha}_0$ распределен по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\alpha}_{0\max}]$, то функция распределения максимального угла атаки определяется по формуле:

$$F(\alpha_{\max}) = \frac{\sqrt{2a(\cos \alpha_{\max} - \cos \alpha_0) + 2c(\cos^2 \alpha_{\max} - \cos^2 \alpha_0)}}{\dot{\alpha}_{0\max}} \quad (2)$$

Подставляя выражение для коэффициента a , обусловленного аэродинамическим восстанавливающим моментом в (1) и (2), пренебрегая величиной коэффициента c , обусловленного действием гравитационного момента, разрешая (1) и (2) относительно проектных параметров, объединенных в конструктивный параметр d , можно сформировать требование к его величине. Для того, чтобы максимальный угол атаки наноспутника $\alpha_{\max}$ был меньше допустимого значения $\alpha_{\max}^*$ с вероятностью не мень-

шей чем p^* , необходимо выполнение следующего условия для конструктивного параметра наноспутника [5]:

- в случае, если начальная угловая скорость имеет распределение Рэлея

$$d = \frac{\Delta x}{J} lb \geq \frac{\pi \sigma^2 \ln(1 - p^*)}{4c_0 (\cos \alpha_{\max}^* - \cos \alpha_0) q(H)}; \quad (3)$$

- в случае распределения начальной угловой скорости по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\alpha}_{0\max}]$

$$d = \frac{\Delta x}{J} lb \geq \frac{\pi (\dot{\alpha}_{0\max} p^*)^2}{8c_0 (\cos \alpha_0 - \cos \alpha_{\max}^*) q(H)}, \quad (4)$$

где b сторона основания прямоугольного параллелепипеда.

Используя полученные выражения (3) и (4), можно построить номограммы для оценки возможности обеспечения требуемого значения конструктивного параметра. Так, например, на рис. 2 справа приведены зависимости требуемого конструктивного параметра наноспутника от высоты орбиты H и от величины параметра σ (начальная поперечная угловая скорость имеет распределение Рэлея) для значений максимально угла атаки $\alpha_{\max}^* = 20$ град, вероятности $p^* = 0,95$ и начального угла атаки $\alpha_0 = 0$, слева приведены значения конструктивного параметра наноспутника CubeSat 3U с различными значениями поперечного момента инерции в зависимости от запаса статической устойчивости Δx . Расчёты проводились для стандартной плотности атмосферы в соответствии с ГОСТ 4401-81 [6].

Номограммы можно использовать как для выбора проектных параметров наноспутника, так и для задания требований к разбросу начальной продольной угловой скорости. В частности, на рис. 2 отражена последовательность выбора параметров наноспутника для высоты орбиты $H = 380$ км при заданных ограничениях $\alpha_{\max}^* = 20$ град, $p^* = 0,95$, $\alpha_0 = 0$, $\sigma = 0,05$ град/с на условия движения относительно центра масс, формируемых целевой задачей полета. Как видно, значение конструктивного параметра наноспутника для обеспечения заданного движения должно отвечать условию $d \geq 0,13$ м/кг (правая часть рисунка), проектные параметры выбираются на основании левой части рисунка.

Если аэродинамический момент незначительно больше гравитационного, то можно по формулам (1) и (2) провести переоценку вероятности выполнения требований к максимальному углу атаки или задать новые ограничения на величины угловых скоростей, порождаемых системой отделения, а при использовании комбинированной системы стабилизации - на момент окончания работы активной системы предварительного успокоения.

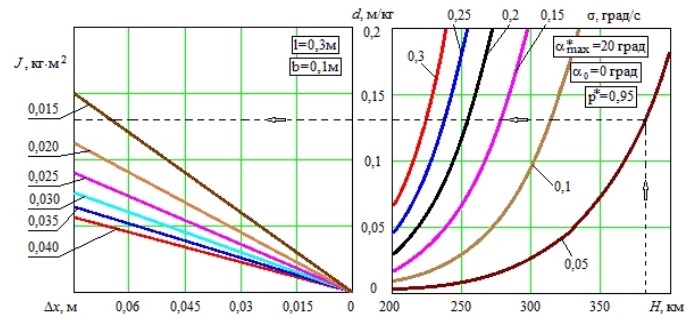


Рис.2. Номограмма для выбора конструктивного параметра наноспутника с аэродинамической системой стабилизации

Если модуль величины $\dot{\alpha}_0$ имеет распределение Рэлея, то ограничение на масштабный параметр распределения σ определяется по формуле:

$$\sigma \leq \sqrt{\frac{-a(\cos \alpha_{\max}^* - \cos \alpha_0) - c(\cos^2 \alpha_{\max}^* - \cos^2 \alpha_0)}{\ln(1 - p^*)}}. \quad (5)$$

Если модуль величины $\dot{\alpha}_0$ распределен по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\alpha}_{0\max}]$, то ограничение на величину $\dot{\alpha}_{0\max}$ определяется по формуле:

$$\dot{\alpha}_{0\max} \leq \frac{\sqrt{2a(\cos \alpha_{\max}^* - \cos \alpha_0) + 2c(\cos^2 \alpha_{\max}^* - \cos^2 \alpha_0)}}{p^*}. \quad (6)$$

На предлагаемый подход к выбору проектных параметров аэродинамически стабилизируемого наноспутника класса CubeSat получен Евразийский патент [8]. Данный подход использовался при создании двух наноспутников в Самарском университете. Первый из них – SamSat-218Д [9] – был предназначен для отработки технологии создания замкнутого контура управления его пространственной ориентацией при наличии специально созданного большого запаса статической устойчивости. Второй – SamSat-QB50 [10] – был создан в рамках международного университетского проекта и предназначался для исследования тропосферы Земли в составе группировки наноспутников формата CubeSat с использованием разработанной технологии выбора проектных параметров, основанной на искусственном создании требуемого запаса статической устойчивости путем трансформирования конструкции и развертывания аэродинамического стабилизатора.

III. АЭРОДИНАМИЧЕСКИ-ГРАВИТАЦИОННАЯ ТРЁХОСНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ

На рис. 1 показана область возможной реализации аэродинамически-гравитационной трёхосной стабилизации (область 2) наноспутника на низких круговых орбитах для случая, когда определяющим движение наноспутника относительно центра масс является аэродинамический момент, который и обеспечивает стабилизацию

продольной оси наноспутника (при этом стабилизация поперечных осей наноспутника осуществляется за счёт гравитационного момента).

Стабилизация продольной оси наноспутника по вектору скорости может быть обеспечена за счёт выбора проектных параметров (запаса статической устойчивости, геометрических размеров, наибольшего момента инерции J_y), как было показано выше. В то же время возможность стабилизации поперечных осей наноспутника может быть достигнута за счёт гравитационного момента [4].

Пусть величина начальной продольной угловой скорости ω_{x0} имеет нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратичным отклонением σ . Тогда функция распределения величины максимального угла крена $\delta_{\max}$ (угол отклонения поперечной оси Oz от плоскости полёта, для которой момент инерции J_z принимает промежуточное значение между J_x и J_y , то есть удовлетворяет условию $J_x < J_z < J_y$):

$$F(\delta_{\max}) = 2\Phi_0\left(\frac{\sqrt{2d_0(\cos 2\delta_{\max} - \cos 2\delta_0)}}{\sigma}\right), \quad (7)$$

где $\Phi_0(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^t e^{-t^2/2} dt$ – функция Лапласа,

$$d_0 = \frac{3\mu}{2(R_3 + H)^3} \left(\frac{J_z - J_y}{J_x} \right).$$

Пусть модуль величины ω_{x0} распределён по равномерному закону в диапазоне $[0, \omega_{x0\max}]$. Тогда функция распределения величины максимального угла крена $\delta_{\max}$ определяется выражением:

$$F(\delta_{\max}) = \frac{\sqrt{2d_0(\cos 2\delta_{\max} - \cos 2\delta_0)}}{\omega_{x0}}. \quad (8)$$

Задавая значение вероятности p^* реализации допустимого значения максимального угла крена $\delta_{\max}$, разрешая выражения (7) и (8) относительно проектных параметров, объединённых в конструктивный параметр наноспутника

$$d_k = \frac{J_y - J_z}{J_x}, \text{ можно получить требование к его величине.}$$

Для того, чтобы максимальный угол крена $\delta_{\max}$ был меньше допустимого значения с вероятностью, не меньшей чем p^* , при заданных разбросах продольной угловой скорости, порождаемых системой отделения (а при комбинированной системе стабилизации на момент

окончания работы активной системы предварительного успокоения), необходимо выполнение следующего условия для конструктивного параметра наноспутника d_k :

- в случае, если величина ω_{x0} имеет нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием, и среднеквадратичным отклонением σ :

$$d_k = \frac{J_y - J_z}{J_x} \geq \frac{(R_3 + H)^3}{3\mu} \frac{\sigma^2 (t^*)^2}{(\cos 2\delta_0 - \cos 2\delta_{\max})}, \quad (9)$$

где t^* – аргумент функции Лапласа по заданной вероятности: $\Phi_0(t^*) = p^* / 2$;

- в случае распределения модуля начальной продольной угловой скорости ω_{x0} по равномерному закону в диапазоне $[0, \omega_{x0\max}]$:

$$d_k = \frac{J_y - J_z}{J_x} \geq \frac{(R_3 + H)^3}{3\mu} \frac{(\omega_{x0\max} p^*)^2}{(\cos 2\delta_0 - \cos 2\delta_{\max})}. \quad (10)$$

Используя полученные выражения (9) и (10), можно построить номограммы для оценки возможности обеспечения требуемого значения конструктивного параметра d_k . Так, например, на рис. 3 справа приведены зависимости требуемого конструктивного параметра наноспутника d_k от значения допустимого угла крена $\delta_{\max}^*$ и от значения $\omega_{x0\max}$ (начальная продольная угловая скорость распределена по равномерному закону). Номограммы рассчитаны для начального угла крена $\delta_0 = 0$, вероятности $p^* = 0,95$ и высоты полёта $H = 380$ км. В левой части рисунка отражены зависимости значения конструктивного параметра наноспутника d_k от значений моментов инерции J_z и J_x , для выбранного ранее значения наибольшего момента инерции, равного $J_y = 0,025 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

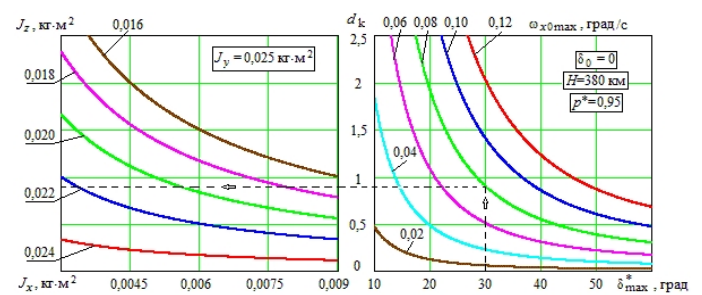


Рис. 3. Номограмма для выбора конструктивного параметра наноспутника с аэродинамически-гравитационной системой стабилизации

Номограммы можно использовать как для выбора проектных параметров наноспутника, так и для задания требований к разбросу начальной продольной угловой скорости.

IV. ГРАВИТАЦИОННАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ПО МЕСТНОЙ ВЕРТИКАЛИ

Рассмотрим вариант выбора проектных параметров динамически симметричного наноспутника формата CubeSat для обеспечения гравитационной пассивной системы стабилизации его продольной оси вдоль местной вертикали (область 3 на рис.1).

Этот тип пассивной одноосной стабилизации динамически симметричного наноспутника применим для диапазона орбит, на которых гравитационный момент играет доминирующую роль и стремится сориентировать наноспутник так, чтобы ось наименьшего момента инерции совпала с местной вертикалью.

Подставляя выражение для коэффициента c , обусловленного гравитационным моментом в (1) и (2), пренебрегая величиной коэффициента a , обусловленного действием аэродинамического момента, разрешая (1) и (2) относительно проектных параметров (моментов инерции), объединенных в конструктивный параметр $d_g = \frac{J_x}{J}$, получим требование к его величине. Для того чтобы максимальный угол отклонения продольной оси наноспутника от гравитационной вертикали $\beta_{\max}$ ($\beta_{\max} = \alpha_{\max} - \pi/2$) был меньше допустимого значения $\beta_{\max}^*$ с вероятностью не меньшей чем p^* , необходимо выполнение следующего условия для конструктивного параметра наноспутника d_g :

- в случае если начальная угловая скорость имеет распределение Рэлея

$$d_g = \frac{J_x}{J} \leq 1 - \frac{4(R_3 + H)^3}{3\mu} \left(\frac{\sigma^2 \ln(1 - p^*)}{\cos 2\beta_{\max}^* - \cos 2\beta_0} \right); \quad (11)$$

- в случае распределения начальной угловой скорости по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\beta}_{0\max}]$

$$d_g = \frac{J_x}{J} \leq 1 - \frac{4(R_3 + H)^3}{3\mu} \frac{(\dot{\beta}_{0\max} p^*)^2}{-2(\cos 2\beta_{\max}^* - \cos 2\beta_0)}, \quad (12)$$

где β_0 начальное значение отклонения продольной оси наноспутника от гравитационной вертикали.

Используя полученные выражения (11) и (12), можно построить номограммы для оценки возможности обеспечения требуемого значения конструктивного параметра d_g . Так, например, на рис. 4 справа приведены зависимости требуемого конструктивного параметра гравитационно-стабилизированного наноспутника от допустимого значения максимального угла отклонения продольной оси наноспутника от гравитационной вертикали $\beta_{\max}^*$ и параметра σ (начальная поперечная угловая скорость имеет распределение Рэлея) для вероятности $p^* = 0.95$, при $\beta_0 = 2$ град,

$H_0 = 350$ км, слева приведены значения конструктивного параметра гравитационно-стабилизированного наноспутника с различными значениями поперечного и продольного моментов инерции.

Если гравитационный момент незначительно больше аэродинамического, то можно провести переоценку вероятности выполнения требований к максимальному углу отклонения продольной оси наноспутника от гравитационной вертикали по формулам (1) и (2), полагая $\alpha_{\max} = \pi/2 + \beta_{\max}$, или задать новые ограничения на величины угловых скоростей, порождаемых системой отделения, а при использовании комбинированной системы стабилизации – на момент окончания работы активной системы предварительного успокоения.

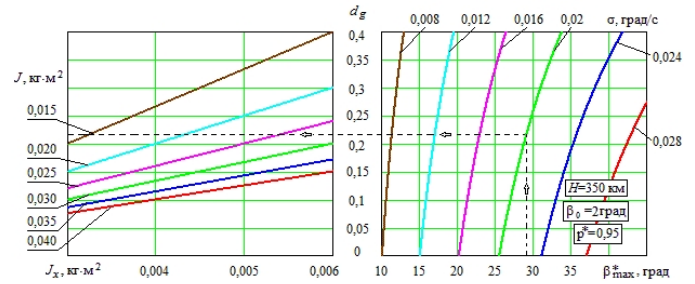


Рис. 4. Номограмма для выбора конструктивного параметра наноспутника с гравитационной системой стабилизации

Если модуль величины $\dot{\beta}_0$ имеет распределение Рэлея, то ограничение на масштабный параметр распределения σ определяется по формуле:

$$\sigma \leq \sqrt{\frac{a(\sin \beta_{\max}^* - \sin \beta_0) - c(\sin^2 \beta_{\max}^* - \sin^2 \beta_0)}{\ln(1 - p^*)}}. \quad (13)$$

Если модуль величины $\dot{\beta}_0$ распределен по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\beta}_{0\max}]$, то ограничение на величину $\dot{\beta}_{0\max}$ определяется по формуле:

$$\dot{\beta}_{0\max} \leq \frac{\sqrt{-2a(\sin \beta_{\max}^* - \sin \beta_0) + 2c(\sin^2 \beta_{\max}^* - \sin^2 \beta_0)}}{p^*}. \quad (14)$$

V. ГРАВИТАЦИОННО-АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРЁХОСНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ

Гравитационно-аэродинамическая трёхосная стабилизация отмечена на рис. 1 как область 4. Известно, что гравитационный момент стремится ориентировать наноспутник так, чтобы ось наименьшего главного центрального момента инерции (продольная ось) совпала с местной вертикалью, ось наибольшего главного центрального момента инерции – с перпендикуляром к плоскости орбиты и ось главного центрального момента инерции с промежуточным значением – с направлением движения.

Новизна предлагаемого способа стабилизации заключается в том, что, опираясь на этот известный факт, пассивная трёхосная гравитационно-аэродинамическая стабилизация осуществляется путём смещения центра масс от центра давления на определённую величину по оси с промежуточным значением момента инерции наноспутника, при этом проектные параметры (запас статической устойчивости, моменты инерции) выбираются таким образом, чтобы максимальный угол отклонения продольной оси наноспутника от гравитационной вертикали был меньше допустимого с заданной вероятностью на заданной высоте полета при заданных погрешностях угловой скорости от системы отделения, а при комбинированной системе стабилизации на момент окончания работы активной системы предварительного успокоения [2].

Получены законы распределения максимального угла атаки $\alpha_{\max} = \pi/2 + \beta_{\max}$, где $\beta_{\max}$ - максимальный угол отклонения продольной оси наноспутника от гравитационной вертикали.

Если модуль величины начальной угловой скорости $\dot{\alpha}_0$ имеет распределение Рэлея, то функция распределения максимального угла атаки определяется по формуле:

$$F(\alpha_{\max}) = 1 - e^{-\frac{a_z(u(\alpha_{\max}) - u(\alpha_0)) - a_x(v(\alpha_{\max}) - v(\alpha_0))}{\sigma^2} - \frac{-c(\cos^2 \alpha_{\max} - \cos^2 \alpha_0)}{\sigma^2}} \times e^{-\frac{a_x(v(\alpha_{\max}) - v(\alpha_0))}{\sigma^2}} \quad (15)$$

где $a_z(h) = \Delta \bar{c}_0 S l q(h) / J_y$ - коэффициент, обусловленный составляющей аэродинамического момента, вызванной смещением центра масс вдоль оси с промежуточным значением момента инерции J_z ; $\Delta \bar{c} = \Delta z / l$ - относительный запас статической устойчивости по оси Oz ; $a_x(h) = -\Delta \bar{c}_0 S l q(h) / J_y$ - коэффициент, обусловленный составляющей аэродинамического момента, вызванной смещением центра масс вдоль продольной оси;

$$u(\alpha) = \frac{1}{2} \text{sign}(\cos(\alpha)) \cos^2 \alpha + \frac{k}{2} \text{sign}(\sin(\alpha)) \left(\frac{\sin 2\alpha}{2} - \alpha + 2\pi \cdot \left\lfloor \frac{\alpha + \pi}{2\pi} \right\rfloor \right),$$

$$v(\alpha) = \frac{1}{2} \text{sign}(\cos(\alpha)) \left(\frac{\sin 2\alpha}{2} + \alpha - \frac{\pi}{2} - 2\pi \cdot \left\lfloor \frac{\alpha + \pi/2}{2\pi} \right\rfloor \right) + \frac{k}{2} \text{sign}(\sin(\alpha)) \sin^2 \alpha,$$

$\lfloor x \rfloor$ - антье x (наибольшее целое число, не превосходящее x).

Если модуль величины $\dot{\alpha}_0$ распределен по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\alpha}_{0\max}]$, то функция

распределения максимального угла атаки определяется по формуле:

$$F(\alpha_{\max}) = [2a_z(u(\alpha_{\max}) - u(\alpha_0)) - 2a_x(v(\alpha_{\max}) - v(\alpha_0)) - 2c(\cos^2 \alpha_{\max} - \cos^2 \alpha_0)]^{1/2} / \dot{\alpha}_{0\max} \quad (16)$$

Задавая вероятность p^* реализации допустимого значения максимального угла атаки $\alpha_{\max}^*$, разрешая функции распределения максимального угла атаки (15) и (16) относительно проектных параметров, объединенных в конструктивный параметр $d_1 = \frac{\Delta z}{J_y}$, получим требование

к его величине:

- в случае, если начальная угловая скорость $\dot{\alpha}_0$ имеет распределение Рэлея

$$d_1 = \frac{\Delta z}{J_y} \geq [-\ln(1 - p^*) \sigma^2 - c(\cos^2 \alpha_{\max}^* - \cos^2 \alpha_0) + a_x(v(\alpha_{\max}^*) - v(\alpha_0))] / [c_0 S_0 q(u(\alpha_{\max}^*) - u(\alpha_0))]; \quad (17)$$

- в случае распределения начальной угловой скорости по равномерному закону в диапазоне $[0, \dot{\alpha}_{0\max}]$

$$d_1 = \frac{\Delta z}{J_y} \geq [\dot{\alpha}_{0\max} p^* - 2c(\cos^2 \alpha_{\max}^* - \cos^2 \alpha_0) + 2a_x(v(\alpha_{\max}^*) - v(\alpha_0))] / [c_0 S_0 q(u(\alpha_{\max}^*) - u(\alpha_0))]; \quad (18)$$

Используя полученные выражения (17) и (18), можно построить номограммы для оценки возможности обеспечения требуемого значения конструктивного параметра d_1 . Так, например, на рис. 5 справа приведены зависимости требуемого конструктивного параметра наноспутника от высоты орбиты H и от величины параметра σ (начальная поперечная угловая скорость имеет распределение Рэлея) для значений максимального угла отклонения продольной оси от гравитационной вертикали $\beta_{\max}^* = 30$ град ($\alpha_{\max}^* = 120$ град), вероятности $p^* = 0,95$, начального угла атаки $\alpha_0 = 95$ град ($\beta_0 = 5$ град), значений моментов инерции $J_x = 0,006 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $J_z = 0,018 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ и значения относительного запаса статической устойчивости по оси Ox : $\Delta \bar{c} = 0,0033$, слева приведены значения конструктивного параметра наноспутника CubeSat с различными значениями наибольшего момента инерции J_y в зависимости от запаса статической устойчивости Δz .

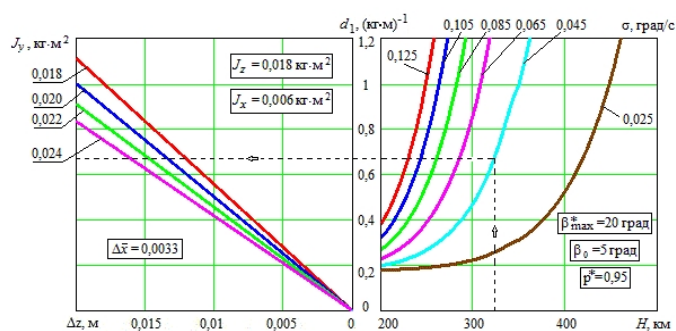


Рис. 5. Номограмма для выбора конструктивного параметра наноспутника с гравитационно-аэродинамической системой стабилизации

VI. Выводы

В работе выполнено исследование в вероятностной постановке динамики движения для систем пассивной стабилизации каждого типа. Предложена классификация типов пассивных систем стабилизации для наноспутников формата CubeSat, совершающих полёт по круговой орбите: аэродинамическая, аэродинамически-гравитационная, гравитационная и гравитационно-аэродинамическая, которые можно использовать применительно к диапазону высот доминирования определённого типа момента внешних сил и виду стабилизации (одноосная и трёхосная). Получены аналитические функции распределения максимального угла отклонения продольной оси наноспутника от требуемого направления (вектора орбитальной скорости или местной вертикали) для равномерного распределения и распределения Рэлея величин компонентов вектора начальной угловой скорости. На основе полученных аналитических функций выведены формулы для выбора проектных параметров (геометрических размеров, запаса статической устойчивости, моментов инерции), обеспечивающих при движении на круговых орбитах отклонение продольной оси наноспутника от требуемого направления меньше допустимого значения с заданной вероятностью на требуемой высоте полёта при заданных погрешностях начальной угловой скорости, формируемой системой отделения. Построены номограммы, которые позволяют выбрать основные проектные параметры наноспутника класса CubeSat, обеспечивающие требуемую его стабилизацию на низких круговых орбитах. Проведение поверочных расчётов по пространственной

модели движения наноспутника подтвердило правомерность предложенных решений.

Полученные результаты дают практическое руководство для разработчиков аппаратов типа CubeSat 2U и 3U, позволяющее обеспечить за счет выбора проектных параметров требуемую ориентацию наноспутника для минимизации затрат энергии на её поддержание после гашения приобретенного начального кинетического момента после отделения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Samir, A., Rawashdeh and Lump, James E., Jr., et al. Aerodynamic Stability for CubeSats at ISS Orbit, *JoSS*, 2013, vol. 2, no. 1, pp. 85–104.
- [2] Belokonov, I.V., Timbai, I.A., Kurmanbekov, M.S., Passive gravitational aerodynamic stabilization of nanosatellite, *24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2017, pp. 543–546.
- [3] Belokonov, I.V., Timbay, I.A., Nykolaev, P.N., Problems and features of navigation and control of nanosatellites: Experience and lessons learned, *24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2017, pp. 509–526.
- [4] Belokonov, I.V., Timbai, I.A., Davydov, D.D., Passive three-axis stabilization of a nanosatellite in low-altitude orbits: Feasibility study, *25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2018, pp. 1–4.
- [5] Belokonov, I. V., Timbai, I. A., and 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.
- [6] ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1981-02-27. М.: Изд-во стандартов. 1981. 181с.
- [7] Belokonov, I.V., Kramlikh, A.V., and Timbai, I.A., Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization, *Advances in the Astronautical Sciences*, 2015, vol. 153, pp. 383–397.
- [8] Евразийский патент на изобретение (21) 201400132 (13) A1. Способ аэродинамической стабилизации наноспутника класса CubeSat и устройство его осуществления (варианты), опубл. 30.07.2015 г. / И.В. Белоконов, И.А. Тимбай, Е.В. Устюгов.
- [9] Kirillin, A., Belokonov, I., Timbai, I., Kramlikh, A., Melnik, M., Ustiugov, E., Egorov, A., and Shafran, S., SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration, *Procedia Engineering*, 2015, vol. 104, pp. 97–106.
- [10] Shakhmatov, E., Belokonov, I., Timbai, I., Ustiugov, E., Nikitin, A., and Shafran, S., SSAU project of the nanosatellite SamSat-QB50 for monitoring the Earth's thermosphere parameters, *Procedia Engineering*, 2015, vol. 104, pp. 139–146.

Повышение точности координатного обеспечения аэрологического зонда средствами GPS/ГЛОНАСС

И.Н. Корнилов

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина

г. Екатеринбург, Россия

i.n.kornilov@urfu.ru

Аннотация — В данной работе оценивается погрешность определения координат аэрологического зонда по сигналам GPS/ГЛОНАСС. Такая погрешность зависит от погрешности измерения псевдодальности и от значения геометрического фактора. Среди измеряемых координат наиболее важной является высота зонда. Исследуется точность измерения высоты аэрологического зонда штатными средствами ГЛОНАСС на территории РФ. Рассматривается способ реализации дифференциального режима измерения в системе аэрологического зондирования атмосферы. Показана эффективность применения псевдоспутника для повышения точности измерения координат зонда. Использование дифференциального режима в несколько раз снижает погрешность измерения псевдодальности, что приводит к такому же снижению погрешности оценки высоты аэрологического зонда. Применение псевдоспутников позволяет снизить значение геометрического фактора и, таким образом, повысить точность оценки координат зонда. Наиболее простым решением является установка псевдоспутника на позиции аэрологической станции. В работе приводится оценка эффективности такого решения.

Ключевые слова — аэрологический зонд; точность позиционирования; аэрологическая станция; псевдоспутник; навигационный приёмник

I. ВВЕДЕНИЕ

В системах аэрологического зондирования атмосферы решается задача определения параметров атмосферы путём запуска в воздушную среду аэрологического зонда с набором датчиков, измеряющих параметры среды, и средств передачи результатов измерения на наземную аэрологическую станцию. При зондировании важно проводить измерения параметров среды с привязкой к текущим координатам местоположения аэрологического зонда.

Применение технологии спутниковой навигации позволяет проводить аэрологические измерения, сопровождая их определением текущих координат зонда по сигналам систем спутниковой навигации GPS и ГЛОНАСС. В данной работе оценивается погрешность определения координат аэрологического зонда по сигналам GPS/ГЛОНАСС.

II. СИСТЕМА РАДИОЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ

Структура системы радиозондирования, состоящей из аэрологического зонда и наземной базовой станции, пред-

ставлена на рис. 1. На рис. 2 показана структурная схема базовой станции, а на рис.3 структурная схема аэрологического зонда.

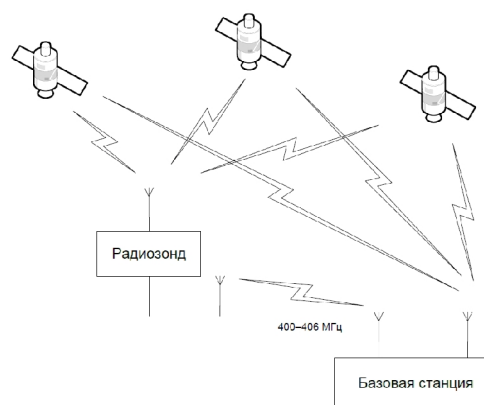


Рис. 1. Структура системы аэрологического зондирования атмосферы

Зонд измеряет параметры атмосферы, текущие координаты и вектор скорости и передает эту информацию по цифровому радиоканалу на базовую станцию. Радиоканал узкополосный, в диапазоне 400–406 МГц, который выделен только для метеорологических систем. Рабочая дальность канала от 0 до 250 км. Базовая станция принимает сигнал от аэрологического зонда, выделяет пакеты с телеметрической информацией, выполняет обработку, сохранение и индикацию аэрологической информации.

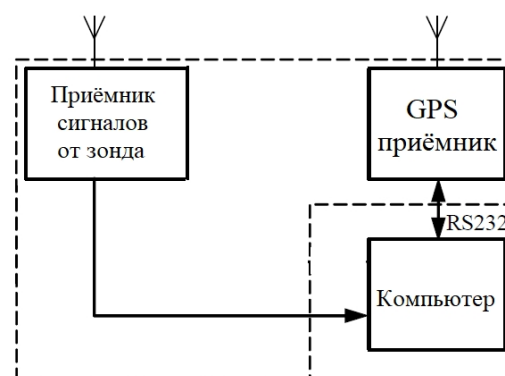


Рис. 2. Структура наземной базовой станции

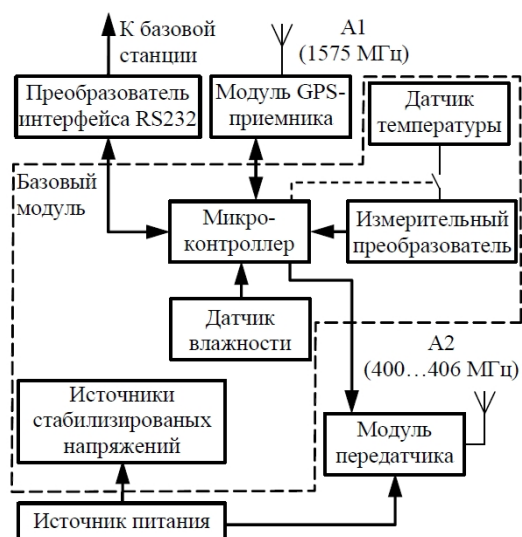


Рис. 3. Структурная схема аэрологического зонда

III. ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ АЭРОЛОГИЧЕСКИМ ЗОНДОМ

Погрешность определения координат аэрологическим зондом по сигналам GPS/ГЛОНАСС зависит от двух характеристик системы навигации: погрешности измерения псевдодальности от потребителя до навигационных космических аппаратов и от значения геометрического фактора, определяемого конфигурацией навигационных космических аппаратов относительно аэрологического зонда.

Минимально возможная погрешность измерения псевдодальности по сигналам ГЛОНАСС до навигационного космического аппарата, находящегося в зените, в реальной аппаратуре, расположенной стационарно на земной поверхности и использующей одностатотный приёмник без дифференциальных поправок составляет приблизительно шесть метров [1].

Существенное влияние на точность определения координат аэрологическим зондом оказывает значение геометрического фактора. Среди измеряемых координат наиболее важной является высота аэрологического зонда. Мерой увеличения погрешности измерения высоты по сравнению с погрешностью измерения псевдодальности является значение вертикального геометрического фактора (VDOP). Значение VDOP имеет неравномерное распределение на поверхности Земли и изменяется во времени. Распределение VDOP может быть рассчитано по альманаху системы. На рис. 4 показана карта распределения VDOP на территории Российской Федерации, рассчитанная по альманаху системы ГЛОНАСС на 10 февраля 2018 года, 13 часов московского времени.

Из рисунка следует, что на территории Российской Федерации VDOP принимает значения в интервале 1.3–4.5. Таким образом, расчётная погрешность определения высоты аэрологического зонда по сигналам ГЛОНАСС на территории РФ может принимать значение до 25 метров. Реальная погрешность будет больше, так как в расчётах использована

потенциальная точность измерения псевдодальности до навигационного космического аппарата, расположенного в зените, и принято значение геометрического фактора для статического положения аэрологического зонда, не учитывающего раскачивания зонда в процессе полёта.

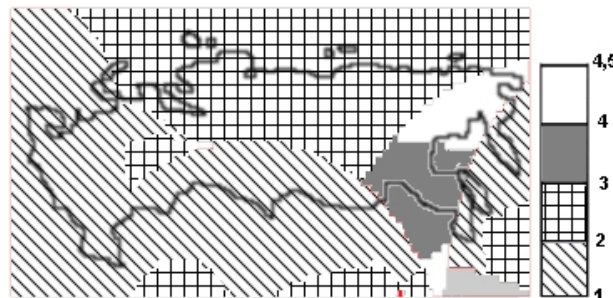


Рис. 4. Распределение вертикального геометрического фактора на территории России

Выполненный расчёт показывает, что использование штатных средств ГЛОНАСС общего доступа для навигации аэрологического зонда приводит к погрешности определения высоты аэрологического зонда, близкой к предельно допустимой для системы аэрологического зондирования атмосферы. При возникновении нештатных ситуаций, появлении помех, маскирующих навигационные сигналы, и при возникновении других неучтённых условий уровень погрешности определения высоты аэрологического зонда может выходить за пределы допустимых значений.

IV. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО РЕЖИМА

Для создания резерва по точности координатных определений средствами ГЛОНАСС необходимо использовать дифференциальный режим измерений [1] и применить технологию наземного дополнения в виде псевдоспутников. Дифференциальный режим позволяет снизить погрешность измерения псевдодальности, а применение псевдоспутников – уменьшить геометрический фактор.

Реализовать дифференциальный режим измерений на территории Российской Федерации можно только созданием локальной дифференциальной подсистемы (ЛДПС).

Типовая ЛДПС должна содержать: контрольно-корректирующую станцию, осуществляющую контроль качества сигналов, определение дифференциальных поправок и их формирование для передачи потребителю, аппаратуру передачи дифференциальных поправок, приемную аппаратуру потребителей, обеспечивающую прием и учет дифференциальных поправок.

Для системы аэрологического зондирования атмосферы структура ЛДПС может быть существенно упрощена. Объектом, относительно которого извлекается навигационная информация в системе аэрологического зондирования атмосферы, является аэрологический зонд. Информация о текущих координатах аэрологического зонда используется на базовой станции и поэтому может и формироваться в конечном виде на ней. При этом исключается необходи-

мость использования аппаратуры, которая готовит дифференциальные поправки для передачи потребителю, передаёт дифференциальные поправки потребителю, обеспечивает прием и учет дифференциальных поправок у потребителя.

Для реализации дифференциального режима достаточно передавать с аэрологического зонда на базовую станцию навигационную информацию в «сыром виде» в следующем составе:

- номера навигационного космического аппарата, находящихся в зоне видимости аэрологического зонда;
- значения измеренных псевдодальностей до всех навигационных космических аппаратов в зоне видимости аэрологического зонда;
- значения измеренных псевдоскоростей относительно всех навигационных космических аппаратов в зоне видимости аэрологического зонда;
- значения времени, которым соответствуют измерения.

Эта информация формируется навигационным приёмником аэрологического зонда и может быть передана на базовую станцию по телеметрическому каналу в составе телеметрической информации. При этом на базовой станции необходимо иметь контрольно-корректирующую станцию с функцией определения дифференциальных поправок и корректировки навигационной информации, принятой с аэрологического зонда в «сыром виде». Использование дифференциального режима в несколько раз снижает погрешность измерения псевдодальности [1], что приводит к такому же снижению погрешности оценки высоты аэрологического зонда.

Применение псевдоспутников позволяет снизить значение геометрического фактора и, таким образом, повысить точность оценки координат аэрологического зонда. Наиболее простым решением является установка псевдоспутника на позиции базовой станции. Оценим эффективность такого решения.

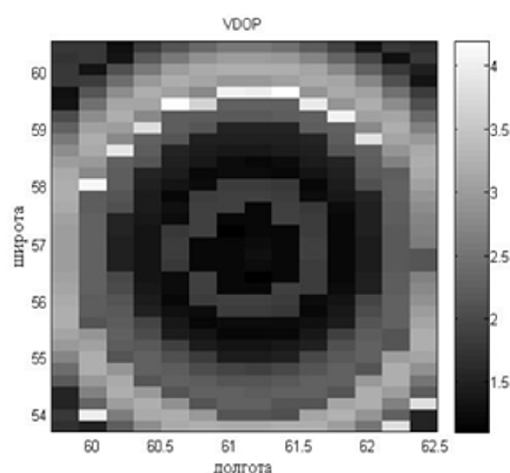


Рис. 5. Вертикальный геометрический фактор без использования псевдоспутника

На рис. 5 приведены результаты расчёта распределения VDOP на территории, обслуживаемой базовой станцией «Верхнее Дуброво», при следующих условиях (без применения псевдоспутника): скорость подъёма зонда = 5,5 м/с, скорость сноса = 20 м/с; местонахождение аэрологической станции, с которой происходит запуск зонда: широта – 56°45'00" с.ш., долгота – 61°02'39" в.д.; дата и время запуска АЗ – 10 февраля 2018 года, 15 часов по Гринвичу; шаг дискретизации по долготе и широте при расчёте распределения VDOP составляет 0,2°.

На рис. 6 приведены результаты расчёта при тех же условиях, но с применением псевдоспутника.

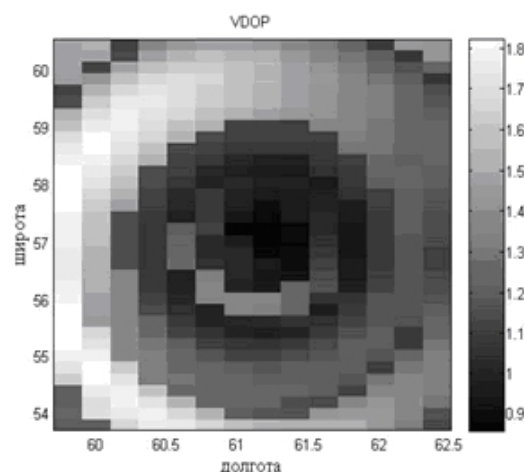


Рис. 6. Вертикальный геометрический фактор с использованием псевдоспутника

Сравнивая приведённые на рис. 5 и 6 результаты, можно сделать следующие выводы. Без использования псевдоспутника максимальное значение VDOP равно 4,2, минимальное – 1,08, среднее значение VDOP на рассмотренной территории – 2,18. При использовании псевдоспутника максимальное значение VDOP равно 1,8, минимальное – 0,85, среднее значение – 1,29.

Вычисленным значениям VDOP соответствуют следующие погрешности измерения высоты аэрологического зонда (без применения дифференциального режима): максимальная среднеквадратическая погрешность определения высоты аэрологического зонда на рассмотренной территории штатными средствами ГЛОНАСС (без применения псевдоспутника) равна 24 м, а с применением псевдоспутника – 11 м.

Также были проведены расчёты выигрыша в применении псевдоспутника в зависимости от времени запуска аэрологического зонда. Псевдоспутник находился на месте базовой станции. Результирующая зависимость показана на рис. 7.

Рассматривались три варианта размещения псевдоспутника: на месте базовой станции, четыре псевдоспутника по периметру исследуемой зоны, четыре псевдоспутника по периметру и один на месте базовой станции. Исследуемая зона была квадратной с размером одной стороны 200 км. Итоговые данные в виде графика зависимости выигрыша

по точности определения координат за счёт использования псевдоспутников показаны на рис. 8.

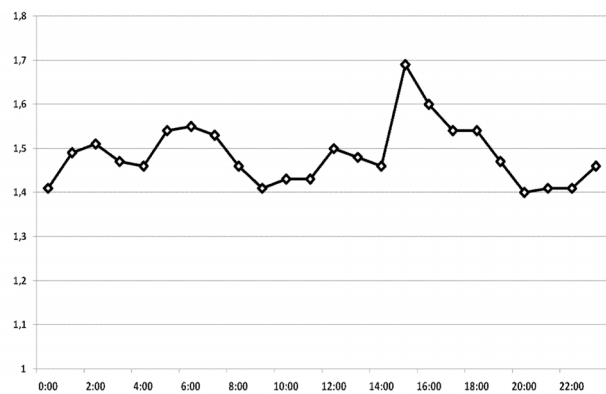


Рис. 7. Выигрыш в применении псевдоспутника в зависимости от времени запуска аэрологического зонда

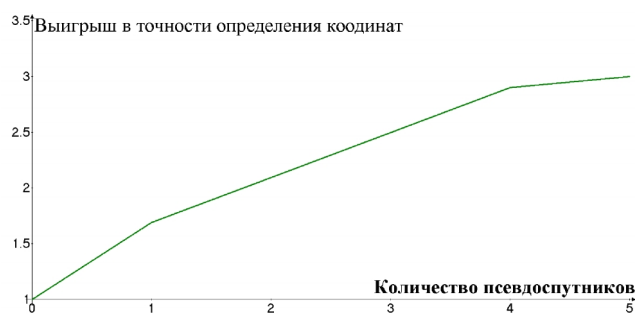


Рис. 8. Выигрыш в точности определения координат в зависимости от количества применяемых псевдоспутников

Из рис. 8 видно, что из трёх вариантов размещения псевдоспутников наиболее оптимальным является второй – с размещением четырёх псевдоспутников по периметру исследуемой зоны.

V. ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТЬ АЭРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДА

Известно, что в системе GPS при использовании сигнала с C/A-кодом для поиска и вхождения в режим слежения пороговое отношение «помеха/сигнал» составляет 22 дБ, а при использовании сигнала с P(Y)-кодом это отношение составляет 34 дБ. При таких значениях порогового отношения даже сравнительно маломощные источники помех могут привести к нарушениям работы приемника на сравнительно больших взаимных удалениях, так как уровень навигационных сигналов на входе аппаратуры потребителя составляет – 160 дБ Вт [2].

Существующие решения проблемы основываются, главным образом, на принципах адаптивной частотной и пространственной режекции помех. Реализация пространственной режекции требует применения в аппаратуре потребителей габаритных антенн – адаптивных антенных решеток, что не всегда возможно. К тому же пространственная режекция неэффективна, если направление приема мешающего сигнала приближается к направлению приема полезных сигналов. Реализация частотной режекции

позволяет снизить влияние внутриполосных помех только в тех случаях, когда помехи занимают по полосе частот небольшую часть спектра полезных сигналов.

В настоящей работе рассматривается метод подавления помех в навигационном приёмнике аэрологического зонда без применения пространственной и частотной режекции. Метод основан на принципах оптимального обнаружения слабых сигналов на фоне негауссовских помех [3] и технологии амплитудного подавления таких помех [4]. Метод реализуется в виде блока предварительной нелинейной обработки принятого сигнала, которая сжимает его динамический диапазон с максимизацией отношения сигнал/помеха. Такой блок должен быть размещён в приёмнике между антенной и блоком коррелятора дальнометрического кода.

Для непрерывных помех с произвольной угловой модуляцией и амплитудой на входе приёмника A_0 блок предварительной нелинейной обработки принятого сигнала в соответствии с [3, 4] должен иметь характеристику преобразования $f(x)$, показанную на рис. 9. Такая характеристика преобразования реализуется компенсатором, показанным на рис. 10.

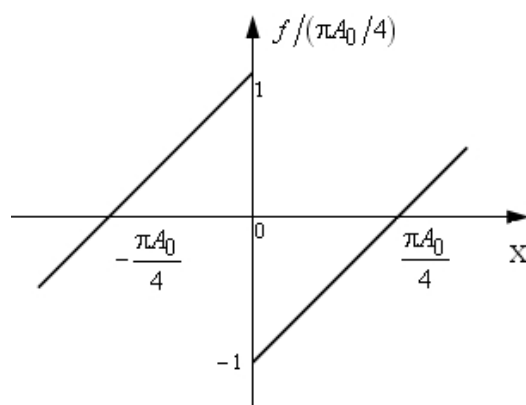


Рис. 9. Вид характеристики преобразования

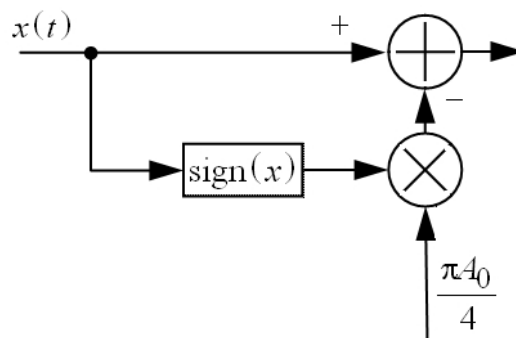


Рис. 10. Структурная схема компенсатора

В реальных условиях A_0 неизвестно и поэтому компенсатор должен быть адаптивным. Варианты построения адаптивного компенсатора рассмотрены в [5–7] и показаны на рис. 11 и рис. 12. На рис. 11 показан вариант компенсации помехи на несущей частоте, а на рис. 12 процедура компенсации выполняется на огибающей принятого сигнала.

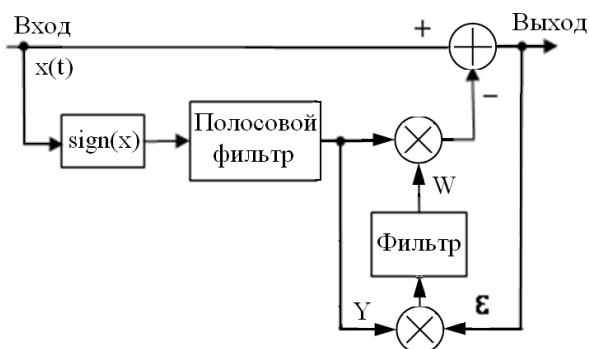


Рис. 11. Структурная схема компенсатора на несущей частоте

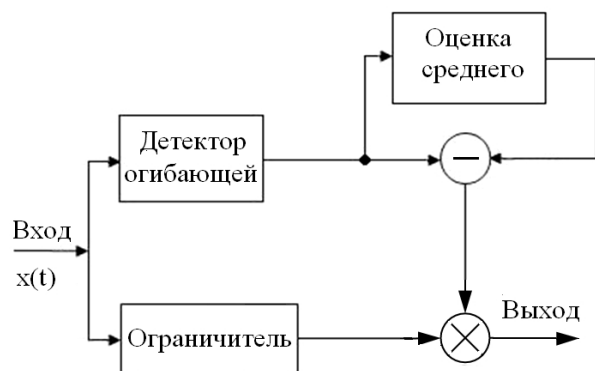


Рис. 12. Структурная схема компенсатора на огибающей

Эффективность применения компенсатора исследована методом моделирования средствами MATLAB для схемы обработки сигнала, показанной на рис.13. На вход этой схемы подавалась сумма полезного сигнала, помехи и шума. Полезный сигнал $s(t) = A_s \cos[2\pi f_s t - \varphi_s(t)]$ соответствовал одиночному сигналу системы ГЛОНАСС. Сигналоподобная помеха отличалась от полезного сигнала превышением по уровню на 40 dB, сдвигом частоты Δf_m и временным сдвигом Δt_m . При моделировании было принято $\Delta f_m = F_T/50$, $\Delta t_m = 25,5 / F_T$, где F_T – тактовая частота дальномерного кода; $F_T = 0,1F_s$; частота дискретизации $F_d = 100F_s$. «Белый» гауссовский шум взят с мощностью в полосе приёмника, равной мощности полезного сигнала. Компенсатор моделировался по схемам рис.10 и рис.11. Фильтрация в цепи корреляционной обратной связи на рис. 11 проводилась по алгоритму

$$W_{k+1} = W_k - 2\gamma \varepsilon_k Y_k, k = 1, 2, \dots; W_1 = 0,$$

при $\gamma=0,005$. Коррелятор согласован с полезным сигналом.

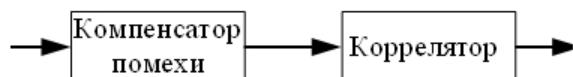


Рис. 13. Схема обработки сигнала для моделирования

Результаты моделирования показаны на рис.14 огибающими сигнала на выходе коррелятора. Стрелками показаны ожидаемые положения импульсов сжатого полезного сигнала.

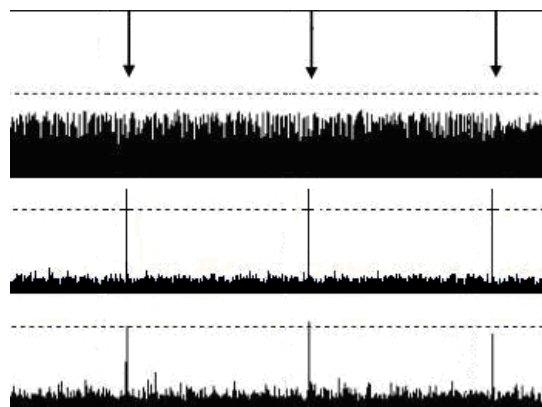


Рис. 14. Результаты моделирования

Графики показаны на временном интервале, соответствующем нескольким периодам дальномерного кода сигнала ГЛОНАСС. Верхний график получен без включения компенсатора, средний – соответствует применению компенсатора (рис. 10), а нижний – получен для адаптивного компенсатора (рис. 11). Из рис. 14 следует, что в условиях заданной помехи выделить слабый полезный сигнал без применения компенсатора невозможно, так как он маскируется боковыми лепестками взаимной корреляции полезного и мешающего сигналов. Компенсатор повышает отношение сигнал/помеха и делает возможным выделение полезного сигнала. Отношение сигнал/помеха на выходе коррелятора (отношение квадрата взаимной корреляции в сигнальных точках к среднему квадрату в остальных точках) при обработке с компенсатором (рис. 10) равняется 24,1 дБ. С учётом входного отношения минус 40 дБ получаем повышение отношения сигнал/помеха на 64,1 дБ. Для адаптивного компенсатора это значение равно 63,7 дБ. Первое значение практически совпадает с теоретически ожидаемым.

Теоретически ожидаемый эффект от применения корреляционной обработки без компенсатора, выражаемый коэффициентом повышения отношения сигнал/помеха, для сигналоподобной помехи равен

$$\rho_k = q_{\text{вых}} / q_{\text{вх}} = N,$$

где $q_{\text{вх}}$ – отношение сигнал/помеха на входе коррелятора, $q_{\text{вых}}$ – отношение сигнал/помеха на выходе коррелятора (определено выше), N – размер дальномерного кода. В системе ГЛОНАСС $N = 511$. Поэтому ожидаемое значение $\rho_k = 27$ дБ. Теоретически ожидаемая эффективность применения рассмотренного компенсатора при известной и постоянной амплитуде помехи зависит от отношения помеха/шум на входе приёмника α и равняется, как показано в [3,4], $\mu = \alpha/2$. Так как в нашем случае $\alpha=40$ дБ, то $\mu=37$ дБ. Таким образом, суммарный ожидаемый эффект равняется 64дБ.

Для получения экспериментальных данных на аппаратном уровне был разработан программно-аппаратный стенд на базе радиоизмерительного оборудования National Instruments и программной среды Labview. Испытательный стенд показан на рис. 15.



Рис. 15. Испытательный стенд

Описание используемого оборудования и программного обеспечения дано в [2]. Компенсатор реализован по схеме рис.12.

При исследовании помехоустойчивости GPS приёмника рассматривались два типа помех: гармоническая на частоте 1575,42 МГц и частотно-модулированная с центральной частотой 1575,42 МГц и девиацией частоты 1 МГц. При исследовании помехоустойчивости приёмника ГЛОНАСС рассматривались два типа помех: гармоническая на частоте 1602 МГц и частотно-модулированная с центральной частотой 1602 МГц и девиацией частоты 5 МГц.

Полученные характеристики показаны на рис. 16 для приёмника GPS сплошной линией, а для приёмника ГЛОНАСС – пунктирной. На рис. 17 показаны зависимости погрешности измерения скорости от отношения помеха/сигнал на входе навигационного приёмника.

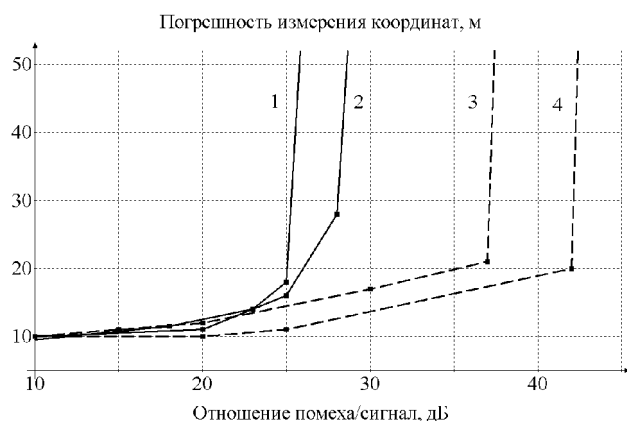


Рис. 16. Погрешность измерения координат: 1, 3 – частотно-модулированная помеха; 2, 4 – гармоническая помеха

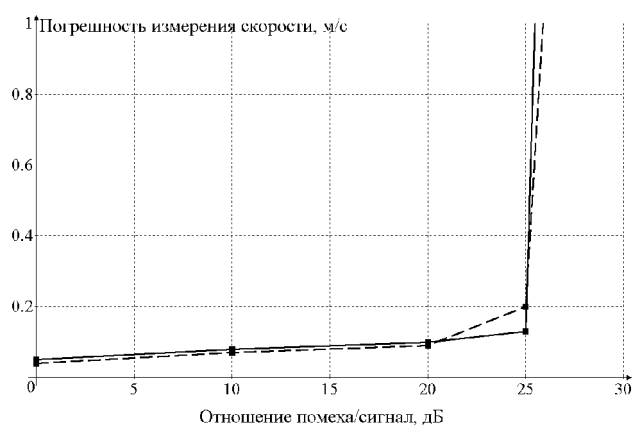


Рис. 17. Погрешность измерения скорости НАП: 1 – гармоническая помеха; 2 – частотно-модулированная помеха

Количественно помехоустойчивость будем оценивать коэффициентом подавления, который численно равен максимальному отношению помеха/сигнал, при котором НАП ещё определяет свои координаты. Количественная оценка помехоустойчивости GPS приёмника следующая: коэффициент подавления для частотно-модулированной помехи равен 25 дБ, а для гармонической 27 дБ. Для приёмника ГЛОНАСС коэффициент подавления для частотно-модулированной помехи равен 37 дБ, а для гармонической 41 дБ. Таким образом, широкополосная частотно-модулированная помеха сильнее влияет на работу навигационных приёмников. Помехоустойчивость приёмников системы ГЛОНАСС выше, чем у НАП GPS. При отношениях помеха/сигнал немного ниже коэффициента подавления воздействие помехи приводит к существенному увеличению погрешности измерения координат и скорости.

Исследование проводилось для узкополосных помех, попадающих в полосу испытываемого приёмника. Помеха представляла высокочастотное колебание без модуляции, настроенное на несущую частоту сигнала GPS. Рассматривалось влияние помехи на погрешность определения приёмником координат своего местоположения.

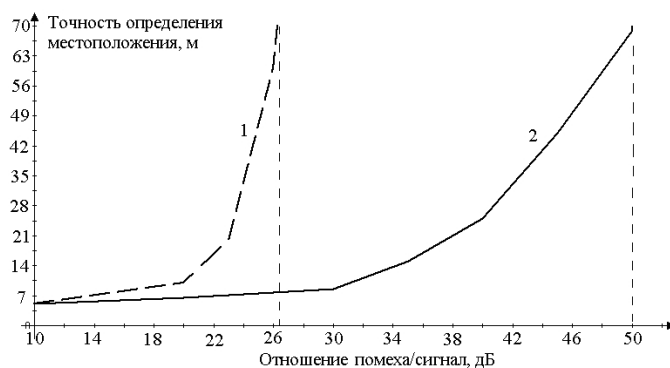


Рис. 18. Результаты исследования помехоустойчивости

Результаты исследования показаны на рис. 18 графиком 1 без применения компенсатора, графиком 2 с включённым компенсатором. Приведённые зависимости сняты до значений уровня помехи, при превышении которого происходит срыв слежения. В результате исследования показано, что применение компенсатора позволяет повысить пороговое отношение помеха/сигнал на 20 дБ и более.

VI. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ АЭРОЛОГИЧЕСКИМ ЗОНДОМ

На рис. 19 представлены исходная траектория движения радиозонда (график 1) и траектория, полученная от аэрологического зонда (график 2). Сопоставив графики на рис. 19 получаем, что средняя ошибка по определению координат составила 6,3 метра по широте и 9,7 метра по долготе. На рис. 20 представлены зависимости набора высоты радиозондом: исходная траектория (график 1) и траектория, полученная от аэрологического зонда (график 2). Средняя ошибка по определению высоты радиозондом составила 12,5 метров.

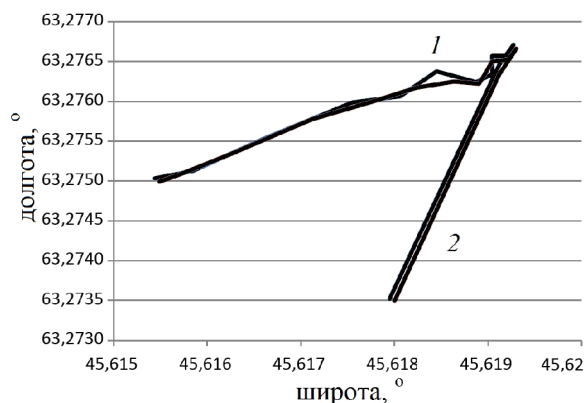


Рис. 19. Траектории полёта радиозонда. 1 – исходная траектория; 2 – траектория, полученная от аэрологического зонда

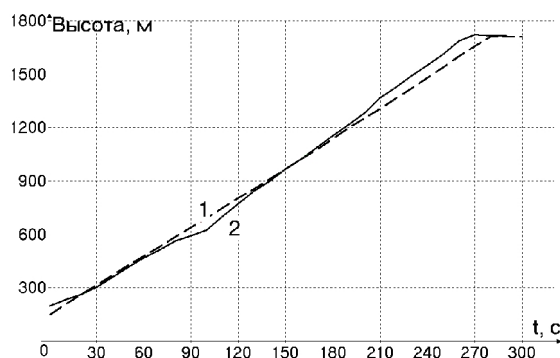


Рис. 20. Набор высоты радиозондом. 1 – исходная траектория; 2 – траектория, полученная от навигационного приёмника

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе приводятся как экспериментальные данные о запусках аэрологических зондов, так и результаты расчёта вертикального геометрического фактора. Расчётным значениям соответствуют следующие погрешности измерения высоты без применения псевдоспутника максимальная среднеквадратическая погрешность определения высоты зонда на рассмотренной территории штатными средствами ГЛОНАСС равна 24 м, а с применением псевдоспутника – 11 м. Таким образом, применяя псевдоспутники можно существенно повысить точность определения координат зонда и в том числе его высоты.

Существенным недостатком навигационной технологии координатного обеспечения аэрологического зонда является низкая помехоустойчивость навигационного приёмника сигналов GPS/ГЛОНАСС. Для полной блокировки приёмника ГЛОНАСС требуется внутриполосная помеха с шириной спектра до 5 МГц. Действие узкополосных помех будет приводить лишь к блокировке отдельных каналов приёмника, не нарушая его работоспособности в целом. Блокировка отдельных каналов будет увеличивать геометрический фактор и приводить к повышению погрешности определения координат зонда.

Точность навигационной технологии координатного обеспечения аэрологического зонда выше обеспечиваемой радиолокационными методами и в штатных ситуациях вполне удовлетворяет требованиям аэрологического зондирования атмосферы. Однако в нештатных ситуациях, вызванных различными причинами: сбоями в работе отдельных космических аппаратов, действием умышленных помех, необходимо иметь резерв по точности координатных определений. Этот резерв можно создать введением дифференциального режима измерений, применением наземного функционального дополнения, использованием приёмников с защитой от умышленных помех.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
- [2] Валеев В.Г., Корнилов И.Н., Плохих О.В.. Применение технологий National Instruments для проведения испытаний аппаратуры пользователя GPS // Восьмая международная научно-практическая конференция «Образовательные, научные и инженерные приложения в среде Labview и технологии National Instruments – 2009». Сборник трудов конференции, Москва, 2009. С. 279–281.
- [3] Валеев В.Г. Обнаружение сигналов в негауссовских помехах // Теория обнаружения сигналов/ Под ред. Бакута П.А. М.: Радио и связь, 1984. С. 266–325.
- [4] Валеев В.Г., Гонопольский В.Б. Метод амплитудного подавления негауссовских помех. // Радиотехника и электроника. 1981. Т. 26. № 11. С. 2301.
- [5] Патент RU 69 687 U1. Нелинейный компенсатор помех / Арянцев М. Ю., Валеев В. Г. (RU) Публ. 27.12.2007. Бюл. № 36.
- [6] Патент RU 70 063 U1 Адаптивный компенсатор помех/ Арянцев М. Ю., Валеев В. Г. Публ. 10.01.2008. Бюл. № 1.
- [7] Патент RU 2 352 063 C1. Способ подавления помех и устройство для его осуществления / Валеев В.Г. Арянцев М.Ю. (RU) Публ. 10.04.2009. Бюл. № 10.

Особенности применения ИМС NT1065 “Nomada”*

С.В. Шафран
Самарский университет
Самара
mailbox-kddk@mail.ru

И.А. Кудрявцев
Самарский университет
Самара
iep@ssau.ru

В.М. Гречишников
Самарский университет
Самара
gv@ssau.ru

А.В. Архипов
АО «ЭЛАРА»
Чебоксары
arhipovalexv@gmail.com

Аннотация — В докладе описывается пример построения навигационного приемника на базе NT1065. Рассматриваются результаты работы модулей поиска и слежения, использующие данные с выхода NT1065.

Ключевые слова — GPS, ГЛОНАСС, SDR, поиск сигнала, слежение, псевдодальность, синтезатор частоты

I. ВВЕДЕНИЕ

Технология SDR предполагает построение приемников с преимущественной обработкой сигнала с использованием алгоритмов цифровой обработки сигналов. Как правило, используется интегральный модуль Front-End, обеспечивающий усиление и преобразование частоты с последующими дискретизацией и квантованием сигнала. Вся последующая обработка осуществляется на программном уровне на базе ПЛИС, универсального или сигнального процессора, или их комбинации. NT1065 [1] – является примером современного модуля Front-End, предназначенного для построения навигационных приемников, обеспечивающим все необходимые предварительные операции обработки навигационного сигнала в четырех каналах, что позволяет применять его в мультисистемных навигационных приемниках.

II. ПРИМЕНЕНИЕ И КОНФИГУРАЦИЯ NT1065

В отладочном модуле NUT4NT NT1065 подключается к персональному компьютеру через USB 3.0 с помощью микроконтроллера CYUSB3014, где происходит буферизация и упаковка оцифрованных отсчетов навигационного сигнала. Настройка модуля происходит по интерфейсу SPI [2].

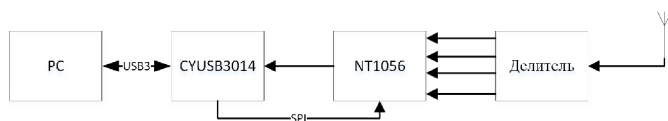


Рис. 1. Блок-схема подключения отладочного модуля

Для одновременного приема всех навигационных систем в эксперименте использовалась активная навигационная антенна геодезического класса Javad G5T [3].

Навигационная антенна была жестко закреплена на крыше здания, обеспечивая прием сигналов в пределах верхней полусферы диаграммы направленности и отсутствие переотражений.

На рис. 2 изображена блок-схема NT1065 [1]. Модуль поддерживает параллельную обработку четырех каналов АЦП с разрешением 2 бита в каждом канале. Группа из двух каналов тактируется от одного синтезатора частоты, с возможностью независимо конфигурировать фильтры выделения верхней или нижней полосы комбинации частоты синтезатора и входного сигнала.

Стоит отметить невозможность получения комплексного сигнала на выходе микросхемы, в отличие от NT1066 [4].

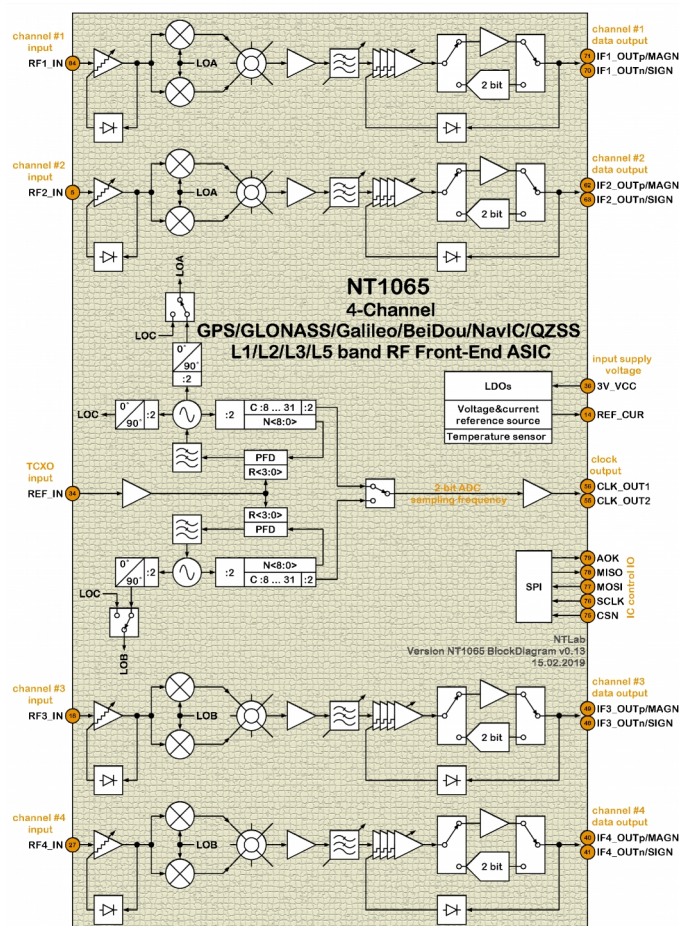


Рис. 2. Блок-схема NT1065

Поскольку на выход подается вещественный сигнал, для исключения переноса спектра сигнала в область отрицательных частот, промежуточная частота должна превосходить или равняться половине ширины частотного диапазона навигационной системы. Для ГЛОНАСС L1 ширина частотного диапазона составляет 8.3345 МГц, с учетом того, что номинальная частота 1602 МГц не является серединой частотного поддиапазона [5], для расчета примем ширину полосы равную 8.897 МГц, что соответствует удвоенному максимальному отклонению сигнала поддиапазона L1 от номинальной частоты. Для GPS ширина частотного поддиапазона L1 навигационного сигнала составляет 30.69 МГц по вне полосовой резекции на навигационном спутнике (20.46 МГц для блока IIF и предыдущих блоков) [6].

С целью реализации одновременной обработки сигналов двух систем GPS L1 и ГЛОНАСС L1 выбрана частота гетеродина 1590 МГц, таким образом, промежуточная частота составляет 14.58 МГц для GPS и 12 МГц для ГЛОНАСС. Полученные промежуточная частота для ГЛОНАСС удовлетворяет приведенному выше условию, для GPS часть спектра шириной 0.765 МГц перейдет в отрицательную область, но исходя из ширины основного лепестка спектра C/A кода 2.046 МГц примем искажения незначительными.

Минимальная частота дискретизации определяется по теореме Котельникова, как промежуточная частота плюс половина ширины спектра сигнала навигационной системы. Для данного случая, минимальная частота дискретизации составляет порядка 25 МГц. Сверху частота дискретизации ограничена контроллером USB 3.0, обеспечивающего получение данных с параллельных портов с частотой до 100 МГц. В экспериментах использовалась частота дискретизации, установленная в стандартной конфигурации отладочного модуля 53 МГц. ФНЧ промежуточной частоты настроен на частоту среза 25.63 МГц. АРУ промежуточной частоты работает в режиме автоматического выбора коэффициента усиления, для АРУ РЧ установлено фиксированное усиление 22.5 дБ.

Каждый отсчет навигационной записи, содержащий четыре канала, упакован в один байт, по два бита на канал. Старший бит является битом знака, младший - амплитуды. Отсчет может принимать следующие значения: $\{-3, -1, 1, 3\}$.

III. ОБРАБОТКА ВЫХОДНОГО СИГНАЛА NT1065

Основными укрупненными операциями, необходимыми для вычисления координат пользователя, являются следующие:

- Поиск сигнала и идентификация спутника;
- Слежение за сигналом и определение уточненных кодовой задержки и частотного сдвига;
- Получение навигационных данных, расчет псевдодальностей и вычисление координат навигационных спутников;
- Расчет координат пользователя, исходя из положения навигационных спутников и псевдодальностей.

В докладе рассматриваются только две первых операции, как основные, определяющие погрешность приемника во взаимосвязи с особенностями модуля Front-End. Обработка навигационных данных и финальный расчет координат пользователя хорошо известны и описаны, например, в [5].

A. Поиск сигнала и идентификация

Поиск сигнала является очень важной операцией, осуществляющей начальную оценку параметров сигнала с последующей передачей их программе слежения. Эта операция существенно отличается для разных навигационных систем, несмотря на то, что общая концепция сводится к вычислению корреляционной функции и определению локального максимума, соответствующего наличию сигнала с данными параметрами.

Для проведения экспериментов мы использовали технологию параллельного поиска сигнала, при котором вычисление корреляционной функции сводится к перемножению в частотной области, при этом пиковое значение в массиве результатов соответствует наличию сигнала конкретного спутника. В табл. 1 и 2 показаны метрики сигналов обнаруженных спутников для системы GPS и ГЛОНАСС. В качестве метрики использовалось отношение величины пика корреляционной функции к величине второго по величине пика. Следует отметить, что для повышения надежности обнаружения, учитывая возможность наличия фазового перехода, вызванного наличием навигационных данных, поиск производился в двух смежных интервалах. Длительность интервала выбрана равной 1 мс и 2 мс. Практика показала, что дальнейшее увеличение интервала интегрирования не имеет практического смысла, так как, если даже спутник с низким уровнем отношения сигнал/шум обнаруживается, применяемый алгоритм слежения не позволяет обеспечить его надежное отслеживание и декодирование навигационных данных. Длительность интервала интегрирования 2мс представляется достаточной для обнаружения большинства видимых спутников.

ТАБЛИЦА I. МЕТРИКИ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВ GPS

Номер спутника	Время интегрирования	
	1 мс	2 мс
1	17.51	23.75
2	4.17	18.85
11	2.57	3.29
17	3.52	5.59
18	12.15	14.67
22	5.26	7.84
31	8.52	11.88
32	4.85	5.84

ТАБЛИЦА II. МЕТРИКИ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВ ГЛОНАСС

Номер спутника	Время интегрирования	
	1 мс	2 мс
3	10.41	14.83
7	3.39	5.73
8	10.58	14.27
11	2.46	8.75
13	4.39	7.95
14	2.87	7.86

Как показал опыт, для определения уточненных значений кодовой задержки и частотного сдвига, обеспечивающих надежный захват алгоритмом слежения, недостаточно интервалов интегрирования в 1-2 мс, поэтому для этих целей в эксперименте использовалось интегрирование на интервале 5 мс.

В. Реализация слежения

Для реализации алгоритма слежения применялось прямое вычисление корреляционной функции на каждом периоде кодовой последовательности. В случае систем GPS и ГЛОНАСС алгоритм отличался только видом кодового полинома, определяющего характеристики дальномерного кода и настройками фильтров в петле обратной связи. В эксперименте использовались параметры фильтров, показанные в табл. 3 [5].

ТАБЛИЦА III. ПАРАМЕТРЫ ФИЛЬТРОВ

Параметры	Значения
Петля слежения за задержкой сигнала	
Разделение каналов, чип	0.5
Полоса пропускания, Гц	2
Коэффициент демпфирования	0.7
Коэффициент усиления петли обратной связи	1
Петля ФАПЧ	
Полоса пропускания, Гц	25
Коэффициент демпфирования	0.7
Коэффициент усиления петли обратной связи	0.25

На рис. 3 и 4 показаны результаты слежения за навигационными сигналами для спутников систем GPS и ГЛОНАСС.

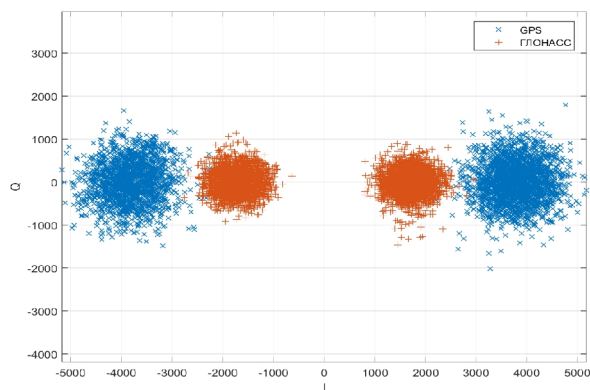


Рис. 3. Результат слежения за навигационными сигналами GPS и ГЛОНАСС на комплексной плоскости

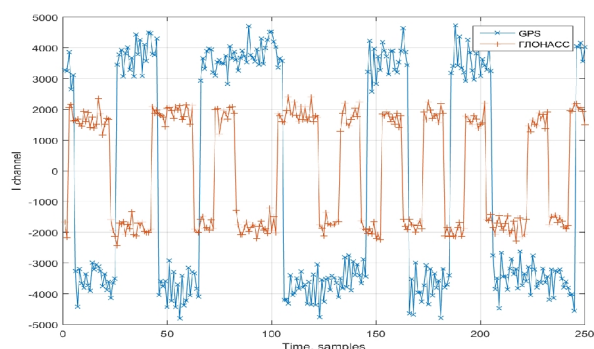


Рис. 4. Форма сигналов навигационных данных GPS и ГЛОНАСС на выходе модуля слежения

Следует отметить, что захват осуществляется в течение нескольких периодов сигнала и слежение осуществляется достаточно надежно в течение всего периода проведения эксперимента.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Показано, что NT1065 может быть эффективно использован в качестве Front-End для построения навигационного приемника, включая реализации мультисистемных решений. В описываемом эксперименте удалось реализовать навигационный приемник систем GPS и ГЛОНАСС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 4-Channel GPS / GLONASS / Galileo / BeiDou / IRNSS / QZSS L1 / L2 / L3 / L5 band RF Front End, [Электронный ресурс] URL: http://ntlab.com/IP/NT1065/NT1065_LE_DS_v2.16.pdf, June 2015.
- [2] NUT4NT with NT1065 [Электронный ресурс] URL: <https://www.amungo-navigation.com/nut4nt>.
- [3] JAVAD GrAnt Specifications [Электронный ресурс] URL: http://www.javad.com/downloads/javadgnss/sheets/GrAnt_Datasheet.pdf.
- [4] 4-Channel GPS / GLONASS / Galileo / BeiDou / NavIC / QZSS S / L1 / L2 / L3 / L5 Band RF Front-End IC [Электронный ресурс] URL: http://ntlab.com/IP/NT1066/NT1066_LE_DS_v0.6.pdf.
- [5] Global navigation satellite system GLONASS. INTERFACE CONTROL DOCUMENT. Navigational radiosignal in bands L1, L2 (Edition 5.1) [Электронный ресурс] URL: http://russianspacesystems.ru/wp-content/uploads/2016/08/ICD_GLONASS_eng_v5.1.pdf.
- [6] Global positioning system directorate systems engineering & integration. Interface specification IS-GPS-200 Revision J [Электронный ресурс] URL: <https://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200J.pdf>.
- [7] Borre, K., Akos, D.M., Bertelsen, N., Rinder, P., Jensen, S.H., A Software-Defined GPS and Galileo Receiver, A Single-Frequency Approach, Birkhäuser, Berlin, 2007.

О возможности комплексирования информации спутниковых навигационных систем*

А.В. Тельный

Кафедра информатики и защиты информации
Владимирский государственный университет
Российская Федерация, г. Владимир
mailto: andre.izi@mail.ru

Аннотация — В данной статье представлены варианты комплексирования вторичной навигационной информации спутниковых навигационных систем и результаты моделирования возможности повысить точность навигационных измерений при комплексировании. Варианты комплексирования основаны на использовании способа определения местоположения движущегося объекта в пространстве за счет наложения ограничений, связанных с динамическими свойствами объекта. Данный способ является рекуррентным и основан на использовании вторичной навигационной информации и показаний бортовых измерителей параметров движения, когда при каждом навигационном измерении прогнозируются области возможного местоположения объекта в моменты последующих навигационных измерений. Скорректированным местоположением объекта считается пересечение областей пространства последующих навигационных измерений с ранее прогнозируемыми областями пространства. В результате комплексирования навигационной информации спутниковых навигационных систем повышается частота обновления навигационных данных и точность навигационных определений местоположения движущегося объекта.

Ключевые слова — спутниковая навигационная система; динамическая рекуррентная коррекция; бортовые измерители параметров движения; выигрыш в определении местоположения движущегося объекта

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время одним из самых эффективных способов повышения точности, надежности и помехозащищенности навигационных измерений на борту движущегося объекта является комплексирование навигационных средств [1]. Одним из распространенных способов комплексирования датчиков навигационных систем является способ, в котором получают навигационную информацию от нескольких датчиков, построенных на основе различных физических принципов [2]. Используя эти измерения, оцениваются ошибки одного измерителя на фоне ошибок другого измерителя. Искомый навигационный параметр формируется путем коррекции показаний одного из датчиков, который принимается как базовый, с учетом значений ошибок. Для повышения надежности функционирования навигационных систем используют варианты комплексирования бортовой аппаратуры с избыточностью количества бортовых измерителей [3], и построения различных мажоритарных схем обработки информации. При интеграции инерциальных систем со спутниковыми навигационными системами могут быть использованы различные виды комбинирования навигационных данных [4–5].

Многие варианты комплексирования спутниковых навигационных систем основываются на методах комплексной обработки навигационной информации с использованием фильтрации Калмана и синтеза алгоритмов фильтра Калмана для различных типов измерителей [6–9]. При этом для эффективной работы комплексной системы навигации необходимо, чтобы измерители, входящие в состав комплекса, имели различные спектральные характеристики ошибок. Однако, использование калмановских навигационных алгоритмов для большинства подвижных объектов затруднено, если априорно не известны траектория движения, физическая модель объекта, характер действующих воздействий на объект и др. В работе [10] для высокоточной нелинейной фильтрации навигационных сигналов, предложено использование комплексирования спутниковых и трекерных измерений. Известны способы комплексирования спутниковых навигационных систем с автономной системой ближней радионавигации [11]. Данная система применяется на этапе посадки летательного аппарата и предназначена для определения его местоположения относительно расчётной точки касания на взлётно-посадочной полосе по совокупности измерений дальностей до наземных радиомаяков, которые образуют навигационное поле с известной геометрией. Наиболее перспективными и распространенными считаются способы комплексирования бесплатформенных инерциально-навигационных систем (БИНС) и спутниковых навигационных систем (СНС) [1, 7, 9, 12]. В настоящее время существует несколько типовых вариантов комплексирования [13], в частности: раздельная схема; инвариантная схема; слабо связанная схема; жестко связанная схема; глубоко интегрированная схема. Используются несколько типовых алгоритмических схем комплексирования навигационных измерителей: по инвариантной схеме; по неинвариантной схеме; по централизованной схеме; по децентрализованной схеме; по рекуррентной схеме. Инвариантные и неинвариантные алгоритмы отличаются тем, что кроме априорной информации о стохастических свойствах ошибок измерений, в неинвариантных схемах используется информация о векторе оцениваемых параметров.

Научным исследованиям в данной предметной области посвящены работы таких ученых, как Пешехонов В.Г., Степанов О.А., Матвеев С. И., Салычев О.С., Емельянец Г.И., Красильщиков М.Н., Бабуров В.И., Farrell J.A., Yuanqing Xia, Gert F. Trommer, P. Croll и др.

При обработке навигационной информации широкое распространение получила рекуррентная схема, в которой

искомая оценка формируется при последовательной обработке каждого имеющегося измерения и результатов предыдущих. Известен способ повышения точности позиционирования движущегося объекта в пространстве без применения дополнительных аппаратных средств [14]. В данном способе, на основе использования динамических характеристик объекта и показаний бортовых измерителей параметров движения, прогнозируются области его возможного местоположения в моменты последующих навигационных измерений. Скорректированным местоположением объекта считается пересечение областей пространства последующих навигационных измерений с ранее прогнозируемыми областями пространства. Такой вариант обработки вторичной навигационной информации назван методом динамической рекуррентной коррекции (ДРК). Развитием данного способа являются предложенные в [15] варианты комплексирования показаний различных спутниковых систем на основе использования динамической рекуррентной коррекции. Объектом исследования являются варианты вторичной обработки навигационной информации при комплексировании показаний различных спутниковых систем на основе использования динамической рекуррентной коррекции. Целью исследований является анализ вероятности повышения точности навигационных определений при комплексировании. Повышение точности позиционирования в данном случае определяется как уменьшение объема пространства навигационных измерений за счет исключения из него некоторой области пространства, где нахождение движущегося объекта маловероятно по его динамическим характеристикам.

II. ОПИСАНИЕ ВАРИАНТОВ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ

В результате применения алгоритма динамической рекуррентной коррекции [14] определяется скорректированная область пространства после третьего последовательного навигационного измерения Λ_{corr} с вероятностью не менее $p=0,95$. Рассмотрим навигационные данные двух спутниковых навигационных систем СНС1 и СНС2 (например, GPS и ГЛОНАСС). Временной синхронизации и статистической зависимости погрешности навигационных измерений от данных предыдущих измерений между системами нет. Пусть значения $\Lambda_{l_{i-1}}; \Lambda_{l_i}; \Lambda_{l_{i+1}}; \dots \Lambda_{l_{ni}}$ – объем пространства возможного местоположения движущегося объекта с вероятностью не менее $p=0,95$ по результатам последовательных навигационных измерений СНС1 в моменты времени $t_{i-1}; t_i; t_{i+1}; \dots t_{ni}$. Значения $\Lambda_{l_{j-1}}; \Lambda_{l_j}; \Lambda_{l_{j+1}}; \dots \Lambda_{l_{nj}}$ – объем пространства возможного местоположения движущегося объекта с вероятностью не менее $p=0,95$ по результатам последовательных навигационных измерений СНС2 в моменты времени $t_{j-1}; t_j; t_{j+1}; \dots t_{nj}$. Пусть данные от СНС чередуются (временной синхронизации между СНС1 и СНС2 нет, а частота обновления навигационной информации примерна одинакова) $t_{i-1} < t_{j-1} < t_i < t_j < t_{i+1} < t_{j+1} \dots$ и так далее. Возможны следующие алгоритмы комплексирования показаний СНС1 и СНС2 на основе использования динамической рекуррентной коррекции.

1 вариант. Применяется алгоритм динамической рекуррентной коррекции последовательно во времени к поступающим данным от разных СНС:

$$\Lambda_{l_{i-1}}; \Lambda_{l_{j-1}}; \Lambda_{l_i}; \Lambda_{l_j}; \Lambda_{l_{i+1}}; \Lambda_{l_{j+1}}; \dots \Lambda_{l_{ni}}; \Lambda_{l_{nj}} \Rightarrow (ДРК) \Lambda_{corr VAR1}.$$

При этом в расчетах для каждой СНС используются свои значения погрешностей измерений.

2 вариант. Шаг 1. Сначала применяется алгоритм динамической рекуррентной коррекции к данным от каждой из СНС (к каждому из каналов комплексирования).

$$\begin{cases} \Lambda_{l_{i-1}}; \Lambda_{l_i}; \Lambda_{l_{i+1}}; \dots \Lambda_{l_{ni}} \Rightarrow (ДРК) \Lambda_{corr SNS1} \\ \Lambda_{l_{j-1}}; \Lambda_{l_j}; \Lambda_{l_{j+1}}; \dots \Lambda_{l_{nj}} \Rightarrow (ДРК) \Lambda_{corr SNS2} \end{cases}$$

Шаг 2. Применяется алгоритм динамической рекуррентной коррекции последовательно во времени к получаемым скорректированным по ДРК навигационным данным каждого канала (каждой СНС).

$$\Lambda_{corr SNS1} \mid_{l_{i-1}}; \Lambda_{corr SNS2} \mid_{l_{j-1}}; \Lambda_{corr SNS1} \mid_{l_i}; \Lambda_{corr SNS2} \mid_{l_j};$$

$$\Lambda_{corr SNS1} \mid_{l_{i+1}}; \Lambda_{corr SNS2} \mid_{l_{j+1}}; \dots \Lambda_{corr SNS1} \mid_{l_{ni}};$$

$$\Lambda_{corr SNS2} \mid_{l_{nj}} \Rightarrow (ДРК) \Lambda_{corr VAR2}$$

3 вариант (комбинированный). Применяется алгоритм динамической рекуррентной коррекции последовательно во времени к получаемым скорректированным по ДРК навигационным данным по первому и второму вариантам комплексирования.

III. МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ ПРИ КОМПЛЕКСИРОВАНИИ

Возможности использования метода динамической рекуррентной коррекции для повышения точности позиционирования уже исследовались автором [16] в среде Mathcad 15 на примере движения летательного аппарата. При использовании ДРК получаемый результат зависит от соотношений частоты обновления навигационной информации, распределения погрешности навигационных измерений, величины и погрешностей измерения бортовыми измерителями линейных и угловых скоростей и ускорений подвижного объекта. При проведении расчетов ставилась задача сравнения полученных данных для комплексирования на основе использования ДРК по первому варианту показаний GPS и ГЛОНАСС с результатами моделирования [16], где рассматривалось использование ДРК только для ГЛОНАСС. Соответственно исходные данные и параметры полета летательного аппарата использовались аналогичные данным в [16]. При моделировании использованы следующие допущения и ограничения: траектория летательного аппарата является прямолинейной, движение на взлет, вверх с постоянным углом тангажа θ и углом отклонения от курса Ψ (угол рыскания) равными 20 градусов; рассматривается движение с постоянным ускорением по курсу; при моделировании задавались значения начальной курсовой скорости летательного аппарата от 20 до 200 м/с, величина курсового ускорения от 0 до 30 м/с; влияние вет-

ра на движение летательного аппарата не учитывалось; предполагается, что временной синхронизации и статистической зависимости погрешности навигационных измерений от данных предыдущих измерений между СНС ГЛОНАСС и GPS нет; предполагается, что частота обновления навигационной информации при комплексировании увеличивается ровно в два раза и временной интервал между поступлениями данных от ГЛОНАСС и GPS составляет 0,5с; для каждого значения начальной курсовой скорости рассчитывались 50 точек движения летательного аппарата; величины погрешностей навигационных измерений и показаний бортовых измерителей параметров движения считались постоянными для всех точек измерений. Таким образом, определялась не величина повышения точности в определении местоположения объекта, а только факт получения повышения точности позиционирования. Движение самолета рассматривается в декартовой системе координат с центром в т.О в начале взлетно-посадочной полосы на поверхности Земли. Ось ОХ совпадает с продолжением оси ВПП, плоскость ХОУ локально параллельна участку подстилающей земной поверхности, и ось ОZ является вертикальной к подстилающей поверхности Земли. Пусть для летательного аппарата $V_C; a_C; V_V; a_V$ это курсовая скорость и ускорение, а также вертикальная скорость и ускорение, которые определяются текущими показаниями бортовых измерителей и их погрешностями. Пусть $(x_i; y_i; z_i)$ истинные координаты воздушного судна в каждый момент времени t_i и $(\bar{x}_i; \bar{y}_i; \bar{z}_i)$ измеренные с помощью СНС координаты воздушного судна в каждый момент времени t_i . Пусть $\Delta t = t_{i+1} - t_i$ время обновления навигационных данных и для чередования данных от ГЛОНАСС и GPS оно составляет 0,5с. Тогда: $x_i = \bar{x}_i \mp \Delta x|_{p=0,95}; y_i = \bar{y}_i \mp \Delta y|_{p=0,95}; z_i = \bar{z}_i \mp \Delta z|_{p=0,95}$ Величины $(\Delta x|_{p=0,95}; \Delta y|_{p=0,95}; \Delta z|_{p=0,95})$ отклонений измеренных координат от истинных с вероятностью не менее $p=0,95$ можно взять по данным Российской системы дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ, <http://sdcm.ru/>). Моделирование проводилось аналогично расчетам в [16]. Если летательный аппарат движется вверх, вдоль оси ОХ и $(x_i < x_{i+1}; y_i < y_{i+1}; z_i < z_{i+1})$, то повышение точности позиционирования подвижного объекта будет в том случае, если прогнозируемое пространство возможного местоположения объекта в момент предыдущего навигационного измерения будет пересекаться с пространством последующего навигационного измерения. При этом должны выполняться условия:

$$\begin{cases} \bar{x}_{i+1} + 2\sigma_H \geq \bar{x}_i + 2\sigma_H + (V_C + a_C \Delta t) \Delta t \cos \Psi \cos \Theta \geq \\ \bar{x}_{i+1} - 2\sigma_H \\ \bar{y}_{i+1} + 2\sigma_H \geq \bar{y}_i + 2\sigma_H + (V_C + a_C \Delta t) \Delta t \cos \Theta \sin \Psi \geq \\ \bar{y}_{i+1} - 2\sigma_H \\ \bar{z}_{i+1} + 2\sigma_V \geq \bar{z}_i + 2\sigma_V + [(V_V + a_V \Delta t) + \\ (V_C + a_C \Delta t) \sin \Theta] \Delta t \geq \bar{z}_{i+1} - 2\sigma_V \end{cases}$$

Если не будет выполняться условие по нижней границе, то область пространства последующего навигационного измерения будет полностью лежать внутри области прогно-

зируемого пространства возможного местоположения объекта, и повышения точности при использовании ДРК не будет. Если не будет выполняться условие по верхней границе, то область пространства последующего навигационного измерения и область прогнозируемого пространства возможного местоположения воздушного объекта пересекаться не будут, и повышения точности при использовании ДРК также не будет. Результаты расчетов представлены на рис. 1 и 2. На рис. 1 представлен результат расчетов возможности повышения точности позиционирования при первом варианте комплексирования на основе ДРК для СНС ГЛОНАСС и GPS. Данные результаты сравниваются с аналогичными расчетами на рисунке 2 возможности повышения точности определения местоположения движущегося объекта на основе ДРК для СНС ГЛОНАСС без использования комплексирования. При первом варианте комплексирования применяется алгоритм динамической рекуррентной коррекции последовательно во времени к поступающим данным от разных спутниковых навигационных систем. Представленные на рис. 1–2 графики показывают процентное соотношение навигационных измерений (точек траектории) при которых возможно повышение точности позиционирования объекта, от общего количества навигационных измерений. Для каждой точки и для каждого значения начальной скорости по курсу летательного аппарата расчет проводился по 20 раз. Из 20 данных выбирались средние значения, представленные на графиках.

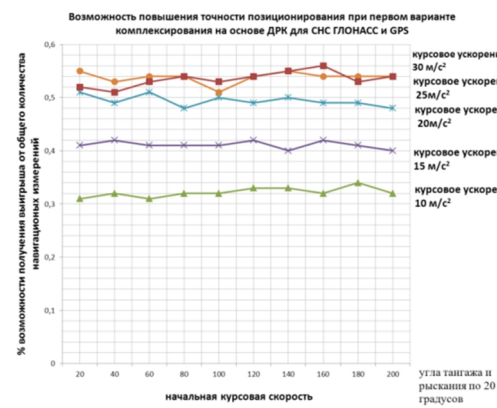


Рис. 1. Возможность повышения точности позиционирования при первом варианте комплексирования на основе ДРК для СНС ГЛОНАСС и GPS

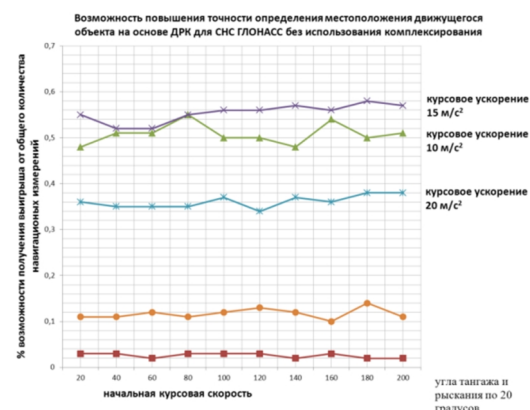


Рис. 2. Возможность повышения точности определения местоположения движущегося объекта на основе ДРК для СНС ГЛОНАСС без использования комплексирования

IV. ВЫВОДЫ

В статье описаны варианты комплексирования вторичной навигационной информации на выходе спутниковых навигационных систем на основе использования динамической рекуррентной коррекции [15]. В результате комплексирования навигационной информации спутниковых навигационных систем повышается частота обновления навигационных данных, эффективность использования способа динамической рекуррентной коррекции.

Проведенные расчеты показывают, что вероятность повышения точности позиционирования подвижного объекта зависит не от величины курсовой скорости объекта, а от изменения курсового ускорения за время обновления навигационной информации. Для одних и тех же курсовых ускорений, процент измерений, при которых можно повысить точность позиционирования на основе ДРК для комплексирования СНС ГЛОНАСС и GPS несколько ниже, чем без комплексирования. Для ускорений в 10 м/с^2 ниже почти на 15-20%, для ускорений в 15 м/с^2 ниже почти на 10-15%. Это можно объяснить тем обстоятельством, что при комплексировании объем пространства прогнозируемого местоположения объекта в моменты последующих измерений несколько меньше, за счет того, что точность СНС2 GPS незначительно выше.

При комплексировании предполагается, что частота навигационной информации повышается в два раза и повышается граница максимальных ускорений, для которых целесообразно использование ДРК. Без комплексирования при увеличении курсового ускорения до $20\text{--}25 \text{ м/с}^2$, вероятность повышения точности местоположения подвижного объекта падает до 10-15%, а при курсовом ускорении в 30 м/с^2 , фактически пропадает и проявляется менее чем в 5% случаев. При использовании комплексирования, при таких ускорениях (которые являются максимально возможными для работоспособности большинства бытовых приемников СНС) вероятность повышения точности остается весьма высокой и резко снижается при значениях $45\text{--}50 \text{ м/с}^2$.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бабуров В.И., Гальперин Т.Б., Рогова А.А., Саута О.И. Тенденции способов комплексирования в системах навигации и посадки // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. Т. 19. № 5. С. 34–44.
- [2] Заявка РФ на изобретение №95121118RU G01C 21/00. Способ комплексирования датчиков навигационных систем / Попов В.Н., Вертянов Л.А., Зобков А.Л.; опубл. 10.12.1997; заявитель Серпуховское высшее военное командно-инженерное училище ракетных войск им. Ленинского комсомола. М.: ФИПС.
- [3] Патент РФ на изобретение №2570358RU G01C23/00. Отказоустойчивая интегрированная навигационная система

- с избыточным количеством измерителей угловой скорости / Фомичев А. А., Успенский В. Б., Колядин С. А., Ларионов П. В. и др.; опубл. 10.12.2015; заявитель АО «ЛАЗЕКС». М.: ФИПС.
- [4] Патент РФ на изобретение №2277696RU G01C23/00, G01S5/14. Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система / Фомичев А.А., Колчев А.Б., Успенский В.Б., Брославец Ю. Ю. и др.; опубл. 10.06.2006; заявитель ЗАО «ЛАЗЕКС». М.: ФИПС.
- [5] Патент РФ на изобретение №2334199RU G01C 23/00. Инерциально-спутниковая навигационная система с комбинированным использованием спутниковых данных / Фомичев А.А., Колчев А.Б., Успенский В.Б., Брославец Ю. Ю. и др.; опубл. 20.09.2008; заявитель ЗАО «ЛАЗЕКС». М.: ФИПС.
- [6] Степанов О.А., Лопарев А.В., Челпанов И.Б. Частотно-временной подход к решению задач обработки навигационной информации // Автоматика и телемеханика. 2014. №6. С. 132–153.
- [7] Емельянцева Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016. 394 с.
- [8] Мансур М.Э.Э., Степанов О.А. Схемы комплексной обработки при учете нелинейного характера измерений // Материалы XVII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». 2015. С. 258–266.
- [9] Патент РФ на изобретение №2617565RU G01C 21/02; G01C 23/00. Способ оценивания ошибок инерциальной информации и её коррекции по измерениям спутниковой навигационной системы / Джанджгава Г. И., Базлев Д. А., Герасимов Г. И. и др.; опубл. 25.04.2017; заявитель АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро». М.: ФИПС.
- [10] Меерович В.Д., Долгий И.Д. Стохастическая фильтрация навигационных параметров подвижных объектов с использованием комплексирования спутниковых и трекерных измерений // Изв. вузов. Северо-кавказский регион. Технические науки. 2015. № 1. С. 19–26.
- [11] Смирнов С.В., Измайлов-Перкин А.В. Разработка алгоритма комплексирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы и автономной системы ближней радионавигации Материалы XVIII конференции молодых ученых. «Навигация и управление движением». 2016. С. 80–88.
- [12] Патент РФ на изобретение №2399065 C2 RU G01S13/00. Способ определения местоположения подвижного объекта посредством гибридной навигационной системы (варианты) / Гармонов А. В. (RU), Прибытков Ю. Н. (RU), Савинков А. Ю. (RU), Смирнов А. Д. (RU), Фазал Мохмад Разак (GB), ЛИ Джан-Хвон (GB), Тандра Владимир (GB), опубл. 10.09.2010; заявитель корпорация Самсунг Электроникс Ко., Лтд. (KR). М.: ФИПС.
- [13] Дмитриев С.П., Степанов О.А. Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем // Гирокоспия и навигация. 2000. №1(30). С. 24–38.
- [14] Патент РФ на изобретение №2529016RU G01S19/45. Способ определения местоположения подвижного объекта при навигационных измерениях / Тельный А.В., опубл. 27.09.2014; заявитель Тельный А.В. М.: ФИПС.
- [15] Патент РФ на полезную модель №182513RU G01C 23/00; G01S 19/45 Устройство комплексирования навигационной информации спутниковых навигационных систем (варианты) / Тельный А.В. Никитин О.Р. Монахов М.Ю.; опубл. 21.08.2018; заявитель Тельный А.В. Никитин О.Р. Монахов М.Ю. М.: ФИПС.
- [16] Monakhov, Yu.M., Monakhov, M.Yu., Telnay, A.V., Improving the Accuracy of Navigation Measurements of Mobile Network Nodes, International IEEE Scientific and Technical Conference "Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines", Dynamics, 2018.

Оценка инерционных характеристик наноспутника с использованием радиокомпаса на основе ГНСС технологий*

А.В. Крамлих
Самарский университет
Самара, Россия
kramlikh@mail.ru

И.А. Ломака
Самарский университет
Самара, Россия
igorlomaka63@gmail.com

С.В. Шафран
Самарский университет
Самара, Россия
mailbox-kddk@mail.ru

Аннотация — В работе описывается устройство радиокомпаса на основе ГНСС технологий, алгоритм обработки ГНСС информации, алгоритм вычисления координат единичного вектора продольной оси наноспутника, подход, позволяющий произвести оценку инерционных характеристик наноспутника. Приводится оценка влияния длины базовой линии на точность определения углов ориентации. Приводятся результаты статистического исследования ошибки определения инерционных параметров наноспутника с помощью радиокомпаса.

Ключевые слова — наноспутник, GPS, ГЛОНАСС, радиокомпас, навигационный приемник, инерционные характеристики, алгоритм идентификации

I. ВВЕДЕНИЕ

В работе предложен и исследован подход, позволяющий произвести оценку инерционных характеристик наноспутника. В качестве входных данных в подходе используются координаты единичного вектора продольной оси наноспутника, вдоль которой расположены антенны навигационных приемников, в орбитальной системе координат, полученные на определенном интервале времени. Единичный вектор продольной оси может быть вычислен благодаря использованию радиокомпаса на основе ГНСС технологий. Использование данного подхода может быть полезно при контроле процессов раскрытия солнечных батарей или работы двигателя, или любой другой операции, которая приводит к изменениям моментов инерции.

II. РАДИОКОМПАС

A. Системы координат

Для проведения исследований и описания движения наноспутника в работе вводятся следующие системы координат (рис. 1).

Связанная с наноспутником система координат (ССК) образована главными центральными осями инер-

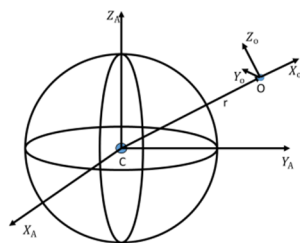


Рис. 1. Системы координат

ции и имеет обозначение $Ox_cY_cZ_c$. Абсолютная геоцентрическая система координат (АСК) имеет обозначение $CX_aY_aZ_a$ с началом в центре масс Земли (точка С). Ось X_a направлена в точку весеннего равноденствия. Ось Z_a направлена в северный полюс мира. Ось Y_a дополняет систему до правой. Орбитальная система координат (ОСК) имеет обозначение $Ox_oY_oZ_o$. Начало системы находится в центре масс КА. Ось X_o направлена по радиус-вектору наноспутника. Ось Z_o перпендикулярна плоскости орбиты. Ось Y_o дополняет систему до правой.

Переход от АСК к ОСК задается тремя последовательными поворотами на угол долготы восходящего узла Ω вокруг оси Z_a , на угол наклона орбиты i вокруг новой оси X'_a и на аргумент широты u вокруг новой оси Z''_a . Положение ССК относительно ОСК задается тремя последовательными поворотами на угол прецессии ψ вокруг оси Y_o , угол атаки α вокруг новой оси Z'_o и на угол собственного вращения ϕ вокруг новой оси Y''_o .

B. Алгоритм

Радиокомпас имеет ряд преимуществ по сравнению с инерциальными средствами измерения: он нечувствителен к магнитным помехам и неоднородностям, как магнитные компасы; не требует постоянного поддержания работы, как в случае с гироскопами; в измерениях отсутствует накопление ошибок, поскольку измерения являются независимыми.

Существует несколько вариантов построения радиокомпасов на основе ГНСС технологий [1, 2]. Наиболее простым является вариант определения относительного положения на основе вычисления разности координат двух приемников или разности двух последовательных координат, однако данный метод имеет относительно низкую точность на малых базовых линиях.

Радиокомпас состоит из двух коммерческих навигационных приемников, подключенных к вычислителю. Антенны навигационных приемников жестко закреплены на известном расстоянии, формируя базовую линию (рис. 2.).

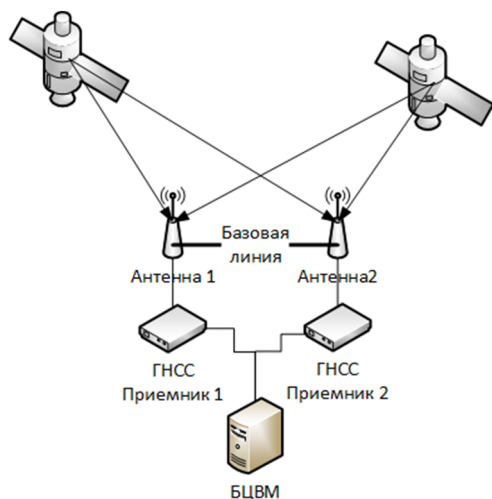


Рис. 2. Схема радиоконпаса

Вычислитель получает сырые навигационные измерения: псевдодальности, фазовые измерения, навигационные сообщения. По полученным данным рассчитывается грубая оценка координат базового приемника. Исходя из фазовых измерений производится расчет относительного положения второго приемника относительно первого (базового). Из полученных данных формируются углы ориентации базовой линии.

Поскольку фазовые измерения однозначно разрешают расстояние в 19 см, возникают неоднозначности определения расстояний. Поэтому алгоритм вычисления углов ориентации состоит из двух этапов: на первом этапе производится разрешения неоднозначностей путем обработки разностных измерений псевдодальностей и минимизацией ошибки расчета длины базовой линии. На втором этапе рассчитываются двойные разности фазовых измерений между приемниками и опорным навигационным спутником и остальными навигационными спутниками, с учетом неоднозначностей. Определение исходных углов выполняется методом наименьших квадратов.

На основе полученных углов вычисляются координаты единичного вектора продольной оси наноспутника. На определенном промежутке времени, вычисленные координаты накапливаются и образуют массив данных, отражающий ориентацию продольной оси во времени. Полученные зависимости координат вектора продольной оси аппроксимируются моделью измерений. При этом используются динамические и кинематические уравнения углового движения наноспутника. Входящие в динамические уравнения инерциальные параметры, оцениваются исходя из минимизации квадрата ошибки между измеренными координатами и их модельными значениями.

III. ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА РАДИОКОМПАСА

Для определения влияния длины базовой линии на точность определения ориентации продольной оси было произведено математическое моделирование. Результаты моделирования представлены на рис. 3.

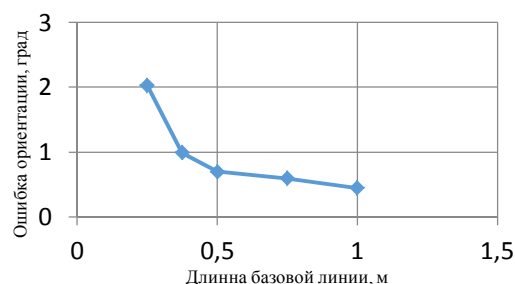


Рис. 3. Влияние базовой линии радиоконпаса на точность определения ориентации продольной оси

В качестве основы использовалась навигационная запись с двух навигационных приемников, расположенных на базовой линии 0,5 м в статическом режиме. Моделирование производилось в два этапа. На первом этапе вычислялась относительное положение ведомого приемника относительно ведущего, исходя из длины базовой линии 0,5 м и координаты навигационных спутников. Затем производилась корректировка псевдодальностей и фазовых измерений исходя из измененной длины базовой линии. На втором этапе производилось повторное вычисление относительного положения приемников с новыми исходными данными. Согласно исследованию может быть получена ориентация с точностью не хуже 1,5 град.

IV. ИДЕНТИФИКАЦИЯ ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НАНОСПУТНИКА

А. Постановка задачи

Пусть, по результатам работы алгоритма радиоконпаса, имеется набор измерений координат единичного вектора продольной оси наноспутника в ОСК. Измерения получены на некотором интервале времени T . Требуется получить оценки моментов инерции наноспутника на заданном интервале времени. Данная задача сводится к задаче нелинейной многопараметрической оптимизации, а именно к поиску минимума следующей целевой функции:

$$J(b) = \sum_{\alpha=xyz} \sum_{i=1}^N (\zeta_{\alpha i}(b) - \eta_{\alpha i})^2 \quad (1)$$

где $\zeta_{\alpha i}$ – модель измерений координат единичного вектора продольной оси наноспутника в ОСК, b – вектор оцениваемых параметров, $\eta_{\alpha i}$ – вычисленные координаты вектора продольной оси. Вектор оцениваемых параметров имеет вид

$$b = [\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0), \psi(t_0), \alpha(t_0), \phi(t_0), \lambda, \mu, C_{ma}] \quad (2)$$

где $\psi(t_0)$ – угол прецессии, $\alpha(t_0)$ – угол атаки, $\phi(t_0)$ – угол собственного вращения, $\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0)$ – угловые скорости, t_0 – начальный момент времени. В отличие от [3], имея оценки λ, μ, C_{ma} возможно вычислить моменты инерции в явном виде.

Решение задачи происходит при следующих допущениях:

- Предполагается, что наноспутник оснащен спутниковой навигационными антеннами, обладающими диаграммой направленности в виде полусферы без обратных лепестков, что исключает возможность приема сигнала с навигационных спутников, находящихся вне полусферы.
- Модуль угловой скорости наноспутника не превышает 3 град/с, что выбирается из условия гарантированного получения полного кадра навигационной информации.
- Центр масс наноспутника смещен только по продольной оси.

В. Модель движения

Вращательное движение наноспутника описывается динамическими уравнениями Эйлера (3) и кинематическими уравнениями (4) [3]. В правых частях динамических уравнений Эйлера учитываются гравитационный и аэродинамические моменты. Уравнения движения имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \mu (\omega_y \omega_z - v a_{21} a_{31}) + (r_y V_{cz} - r_z V_{cy}) S |V_c| C_{ma} \rho, \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu} (\omega_x \omega_z - v a_{31} a_{11}) + \frac{\lambda}{1+\lambda\mu} (r_z V_{cx} - r_x V_{cz}) S |V_c| C_{ma} \rho, \\ \dot{\omega}_z &= -(1-\lambda+\lambda\mu) (\omega_x \omega_y - v a_{21} a_{11}) + \lambda (r_x V_{cy} - r_y V_{cx}) S |V_c| C_{ma} \rho,\end{aligned}\quad (3)$$

где $\lambda = I_x / I_z$ и $\mu = (I_y - I_z) / I_x$ – безразмерные коэффициенты инерции (выражения для безразмерных коэффициентов инерции взяты из [3]; $v = 3 \cdot \mu_e / r^3$ – коэффициент гравитационного момента; $C_{ma} = C_x / (2I_x)$ – коэффициент аэродинамического момента; S – площадь проекции поверхности наноспутника на плоскость, перпендикулярную вектору скорости; ρ – плотность атмосферы на высоте орбиты наноспутника; $\vec{V}_c = (V_{cx} V_{cy} V_{cz})$ – вектор орбитальной скорости в ССК; $\vec{r} = (r_x r_y r_z)$ – вектор, направленный из центра масс в центр давления в ССК.

$$\begin{aligned}\dot{q}_0 &= 0.5 \cdot \left(-(\omega_x - \omega_{rx}) \cdot q_1 - (\omega_y - \omega_{ry}) \cdot q_2 - (\omega_z - \omega_{rz}) \cdot q_3 \right), \\ \dot{q}_1 &= 0.5 \cdot \left((\omega_x - \omega_{rx}) \cdot q_0 + (\omega_z - \omega_{rz}) \cdot q_2 - (\omega_y - \omega_{ry}) \cdot q_3 \right), \\ \dot{q}_2 &= 0.5 \cdot \left((\omega_y - \omega_{ry}) \cdot q_0 + (\omega_x - \omega_{rx}) \cdot q_3 - (\omega_z - \omega_{rz}) \cdot q_1 \right), \\ \dot{q}_3 &= 0.5 \cdot \left((\omega_z - \omega_{rz}) \cdot q_0 + (\omega_y - \omega_{ry}) \cdot q_1 - (\omega_x - \omega_{rx}) \cdot q_2 \right),\end{aligned}\quad (4)$$

где $\vec{\omega}_r = A(q) \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_{орб} \end{bmatrix}^T$, $\omega_{орб}$ – угловая орбитальная скорость наноспутника $A(q)$ – матрица перехода из ОСК в ССК.

С. Статистическое исследование точности решения идентификации инерционных характеристик наноспутника

Для определения точности оценки моментов инерции наноспутника было проведено статистическое исследование решения задачи. Было сгенерировано случайным образом 400 вариантов начальных условий углового движения $(\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0), \psi(t_0), \alpha(t_0), \varphi(t_0))$ в предположении равномерного закона их распределения. Такое количество позволяет получить статистические характеристики с точностью 5%. Полагалось, что $|\vec{\omega}| \leq 3 \text{ град/с}$, $\psi(t_0)$ и $\varphi(t_0)$ лежат в диапазоне от 0 до 360°, а $\alpha(t_0)$ – от 0 до 180°. Для каждого варианта начальных условий были смоделированы измерения радкомпы. Измерения использовались для восстановления моментов инерции наноспутника. Результаты решения задачи сравнивались с начальными условиями, которые применялись для моделирования измерений. В результате были получены относительные ошибки алгоритма оценки моментов инерции наноспутника.

Исследование приведено для высот 300, 450 и 600 км, так как согласно [4] на этих высотах меняется соотношение аэродинамического и гравитационного моментов.

Результаты моделирования приведены на рис. 4, рис. 5 и рис. 6.

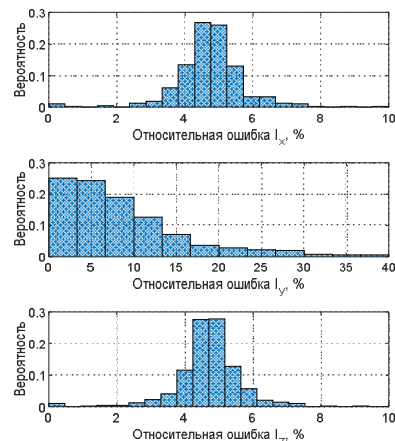


Рис. 4. Результаты для высоты 300км

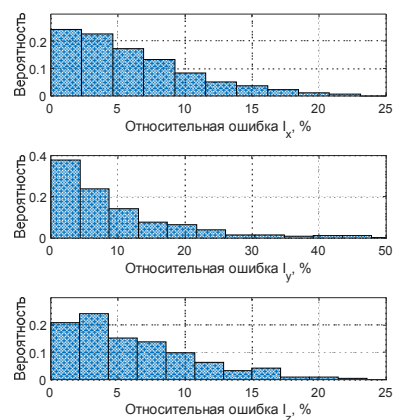


Рис. 5. Результаты для высоты 450км

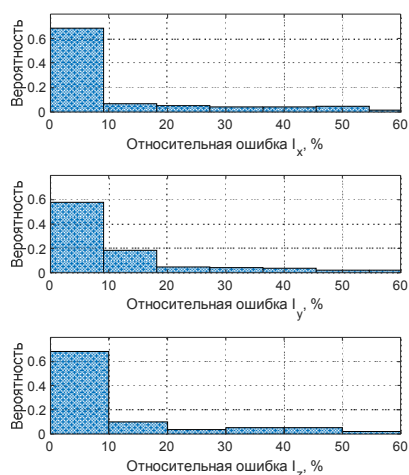


Рис. 6. Результаты для высоты 600км

Согласно полученным результатам можно сделать следующие выводы: идентификация моментов инерции в явном виде возможна только при значительном преобладании аэродинамического момента, ошибка оценки продоль-

ного момента инерции превышает ошибки оценок поперечных моментов инерции в 2 раза – это связано с тем, что аэродинамический момент не действует вдоль продольной оси наноспутника.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Показана возможность применения радиокompаса в задаче идентификации инерционных характеристик наноспутника. Экспериментально показана точность определения ориентации с помощью радиокompаса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Borre, K., Strang G., Algorithms for global positioning: Wellesley-Cambridge press, 2012. 433 p.
- [2] <http://www.javadgnss.ru/about/news/justin-algoritmi-i-priemi>.
- [3] Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю., Определение вращательного движения спутника Аист по данным бортовых измерений магнитного поля Земли, Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2014. № 17.
- [4] 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.

Исследование положений относительного равновесия динамически симметричного наноспутника формата CubeSat под действием гравитационного и аэродинамического моментов*

Е.В. Барина

Кафедра высшей математики
Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
L5545@yandex.ru

И.А. Тимбай

Межвузовская кафедра космических исследований
Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королёва
Самара, Россия
timbai@mail.ru

Аннотация—Исследуется угловое движение динамически симметричного наноспутника формата CubeSat на круговой орбите под действием аэродинамического и гравитационного моментов. Отличительной особенностью поведения наноспутника формата CubeSat от осесимметричных спутников является зависимость момента аэродинамической силы лобового сопротивления от двух углов ориентации - угла атаки и собственного вращения, обусловленная формой прямоугольного параллелепипеда. Получены формулы для определения положений относительного равновесия в орбитальной системе координат динамически симметричного наноспутника формата CubeSat, когда его центр масс смещён относительно геометрического центра по трем координатам.

Ключевые слова — наноспутник формата CubeSat, аэродинамический момент, гравитационный момент, угол атаки, угол прецессии, угол собственного вращения

I. ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение заданной ориентации наноспутников в пространстве является важным вопросом, так как от этого зависит выполнение многих целевых задач полёта. Необходимая ориентация наноспутника может обеспечиваться с помощью пассивных или комбинированных систем стабилизации (пассивных в сочетании с активными). При создании систем стабилизации необходимо учитывать характер неуправляемого движения наноспутника относительно центра масс под действием моментов внешних сил. Определение положений равновесий наноспутника относительно центра масс является важной задачей, так как знание положений равновесия и характера движения наноспутника в их окрестности позволяет использовать моменты внешних сил для обеспечения необходимой ориентации. Так, например, в работах [1–3] показаны возможности реализации пассивных систем стабилизации наноспутников формата CubeSat: одноосная аэродинамическая, трёхосная аэродинамически-гравитационная и трёхосная гравитационно-аэродинамическая.

Вопросам определения положений равновесия относительно центра масс уделяется значительное внимание

в литературе. Например, в работах Сарычева В.А. рассматривается динамика спутника со смещённым центром давления относительно центра масс по трём координатам и тремя не равными главными моментами инерции, когда на него действуют аэродинамический и гравитационный моменты. Предложен символьно-численный метод определения всех положений равновесия спутника в орбитальной системе координат [4–6]. В указанных работах «действие атмосферы на спутник сводится к силе сопротивления, приложенной в центре давления и направленной против скорости центра масс спутника относительно воздуха» и данная сила не зависит от ориентации аппарата относительно набегающего потока, то есть является постоянной, что достаточно точно выполняется для формы спутника, близкой к сферической.

Наноспутники формата CubeSat имеют значительные отличия от других классов аппаратов [1]. Одним из наиболее значимых является то, что они имеют форму прямоугольного параллелепипеда и, как следствие аэродинамическая сила лобового сопротивления зависит от ориентации спутника относительно набегающего потока (углов атаки и собственного вращения). Кроме того, максимальное и минимальное значения данного коэффициента значительно отличаются (например, для наноспутника CubeSat 3U в зависимости от ориентации они отличаются более чем в 4 раза).

Данная работа посвящена определению положений равновесия углового движения динамически симметричного наноспутника формата CubeSat на круговой орбите под действием аэродинамического и гравитационного моментов.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для описания движения наноспутника относительно центра масс введены две системы координат (СК): траекторная $OXYZ$ (совпадающая с орбитальной в случае круговой орбиты) и связанная $Oxyz$ СК (оси связанной СК являются главными центральными осями инерции наноспутника). Связь между траекторной и связанной СК

определяется с помощью углов Эйлера, где α – пространственный угол атаки, ψ – угол прецессии, φ – угол собственного вращения. Коэффициенты матрицы перехода от траекторной системы координат к связанной определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} b_{11} &= \cos \alpha, \quad b_{12} = \sin \alpha \sin \psi, \quad b_{13} = -\sin \alpha \cos \psi, \\ b_{21} &= \sin \alpha \sin \varphi, \quad b_{22} = \cos \varphi \cos \psi - \cos \alpha \sin \varphi \sin \psi, \\ b_{23} &= \cos \varphi \sin \psi + \cos \alpha \sin \varphi \cos \psi, \quad b_{31} = \sin \alpha \cos \varphi, \\ b_{32} &= -\sin \varphi \cos \psi - \cos \alpha \cos \varphi \sin \psi, \\ b_{33} &= -\sin \varphi \sin \psi + \cos \alpha \cos \varphi \cos \psi. \end{aligned}$$

Гравитационный момент в связанной с наноспутником системе координат имеет следующие проекции [7]:

$$\begin{aligned} M_{gx} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (C - B) b_{23} b_{33}, \\ M_{gy} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (A - C) b_{13} b_{33}, \\ M_{gz} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (B - A) b_{13} b_{23}, \end{aligned} \quad (1)$$

где A, B, C – главные центральные моменты инерции наноспутника; μ – гравитационная постоянная Земли, R – расстояние центра масс спутника от центра притяжения.

Аэродинамический момент для наноспутников, имеющих форму прямоугольного параллелепипеда, в связанной с наноспутником системе координат можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} M_{ax} &= -c_0 q S \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta y b_{31} - \Delta z b_{21}), \\ M_{ay} &= -c_0 q S \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta z b_{11} - \Delta x b_{31}), \\ M_{az} &= -c_0 q S \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta x b_{21} - \Delta y b_{11}), \end{aligned} \quad (2)$$

где c_0 – коэффициент, который может принимать значения от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности наноспутника, для проектных проработок принимается равным 2,2; $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор; ρ – плотность атмосферы на данной высоте; V – скорость полёта наноспутника; $\tilde{S}(\alpha, \varphi) = |\cos \alpha| + k \sin \alpha (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)$ – площадь проекции наноспутника на плоскость перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, отнесённая к характерной площади наноспутника S [8]; $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ – положение центра давления (геометрического центра), относительно центра масс; k – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади.

Уравнения пространственного движения наноспутника относительно центра масс под действием аэродинамического и гравитационного моментов на круговой орбите можно записать в следующем виде [7]:

$$\begin{aligned} A \cdot \dot{\omega}_x + (C - B) \cdot \omega_y \cdot \omega_z &= M_{gx} + M_{ax}, \\ B \cdot \dot{\omega}_y + (A - C) \cdot \omega_z \cdot \omega_x &= M_{gy} + M_{ay}, \\ C \cdot \dot{\omega}_z + (B - A) \cdot \omega_x \cdot \omega_y &= M_{gz} + M_{az}, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\psi} \cos \alpha + \dot{\varphi} + \omega_0 b_{12}, \\ \omega_y &= \dot{\psi} \sin \varphi \sin \alpha + \dot{\alpha} \cos \varphi + \omega_0 b_{22}, \\ \omega_z &= \dot{\psi} \cos \varphi \sin \alpha - \dot{\alpha} \sin \varphi + \omega_0 b_{32}. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции абсолютной угловой скорости на оси связанной СК; ω_0 – орбитальная угловая скорость.

При движении по круговой орбите справедливо соотношение:

$$\frac{\mu}{R^3} = \omega_0^2 \quad (5)$$

Положением равновесия называется такое положение наноспутника, в котором наноспутник будет находиться всё время, если в начальный момент времени он находился в этом положении и скорости всех его точек были равны нулю [9]. Из определения следует, что скорости изменения углов равны нулю ($\dot{\alpha} = 0, \dot{\psi} = 0, \dot{\varphi} = 0$), тогда уравнения (4) примут вид:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \omega_0 \cdot b_{12}, \\ \omega_y &= \omega_0 \cdot b_{22}, \\ \omega_z &= \omega_0 \cdot b_{32}. \end{aligned} \quad (6)$$

С учетом (5) и (6) из (3) получим систему для определения положений равновесия:

$$\begin{aligned} (C - B) \cdot \omega_0^2 (b_{22} \cdot b_{32} - 3 \cdot b_{23} \cdot b_{33}) + \\ + c_0 q S (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|)) (\Delta y b_{31} - \Delta z b_{21}) &= 0, \\ (A - C) \cdot \omega_0^2 (b_{32} \cdot b_{12} - 3 \cdot b_{33} \cdot b_{13}) + \\ + c_0 q S (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|)) (\Delta z b_{11} - \Delta x b_{31}) &= 0, \\ (B - A) \cdot \omega_0^2 (b_{12} \cdot b_{22} - 3 \cdot b_{13} \cdot b_{23}) + \\ + c_0 q S (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|)) (\Delta x b_{21} - \Delta y b_{11}) &= 0. \end{aligned} \quad (7)$$

В данной работе определены положения равновесия для динамически симметричного наноспутника формата CubeSat со смещением центра масс от геометрического центра по трём координатам ($A \neq B = C$ и $\Delta x \neq 0, \Delta y \neq 0, \Delta z \neq 0$). В этом случае система (7) позволяет найти аналитическое решение.

Окончательный результат приведен в табл. 1, в которой указаны сочетания углов прецессии, собственного вращения и атаки, соответствующие положениям углово-

го равновесия. В данной таблице приняты следующие обозначения:

$$w = k(|\Delta y| + |\Delta z|), \quad u = \left(\sqrt{w} + \sqrt{|\Delta x|}\right)^2, \quad v = \frac{\omega_0^2(B-A)}{c_0 q S},$$

$$\varphi_1 = \begin{cases} \arctg \frac{\Delta y}{\Delta z} + \pi, & \Delta z < 0, \\ \arctg \frac{\Delta y}{\Delta z}, & \Delta z > 0, \end{cases} \quad \varphi_2 = \varphi_1 + \pi,$$

$$\alpha_i = \arctg \left(\frac{-r_i \pm \sqrt{r_i^2 + 4\Delta x q_i w}}{2q_i \sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$r_i = q_i w + p_i v - \Delta x \quad \text{при } i=1,2,5,6,9,10,13,14,$$

$$\alpha_i = \arctg \left(\frac{-r_i \pm \sqrt{r_i^2 - 4\Delta x q_i w}}{-2q_i \sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right) + \pi, \quad r_i = q_i w + p_i v + \Delta x$$

при $i=3,4,7,8,11,12,15,16$, где верхний знак перед квадратным корнем соответствует нечётному индексу α_i , соответственно нижний знак – чётному; $p_i = -3$, если $i=1,2,\dots,8$; $p_i = 1$, если $i=9,10,\dots,16$; $q_i = 1$, если $i=1,\dots,4;9,\dots,12$, $q_i = -1$, если $i=5,\dots,8;13,\dots,16$.

Определены условия, при которых изменяется число положений относительного равновесия:

при $|v| < \frac{u}{3}$ – 8 положений относительного равновесия, что

объясняется преобладанием аэродинамического момента над гравитационным;

при $\frac{u}{3} < |v| < u$ – 12 положений относительного равновесия, когда гравитационный и аэродинамический моменты со-

измеримы; при $u < |v|$ – 16 положений относительного равновесия, что объясняется преобладанием гравитационного момента над аэродинамическим.

Далее приведены результаты для частного случая, когда центр масс смещен только по оси x (то есть $A \neq B = C$, $\Delta x \neq 0$ и $\Delta y = \Delta z = 0$). В этом случае при любом соотношении аэродинамического и гравитационного моментов имеют место два положения равновесия по углу атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = \pi$ (при любых значениях углов прецессии и собственного вращения). Кроме того, при уменьшении влияния аэродинамического момента (то есть при выполнении условий $v > |\Delta x|/3$ или $v > |\Delta x|$) появляются положения равновесия по углу атаки, зависящие от угла собственного вращения φ при фиксированных значениях угла прецессии ψ . Окончательный результат приведен в табл. 2, в которой приняты следующие обозначения:

$$\alpha_1 = \arctg \left(\frac{3v + \Delta x}{-\Delta x k (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)} \right),$$

$$\alpha_2 = \arctg \left(\frac{3v - \Delta x}{-\Delta x k (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)} \right) + \pi,$$

$$\alpha_3 = \arctg \left(\frac{v - \Delta x}{\Delta x k (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)} \right),$$

$$\alpha_4 = \arctg \left(\frac{v + \Delta x}{\Delta x k (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)} \right) + \pi.$$

ТАБЛИЦА 1. Положения равновесия для случая $A \neq B = C$ и $\Delta x \neq 0, \Delta y \neq 0, \Delta z \neq 0$

			$\Delta x < 0$			$\Delta x > 0$		
			$ v < \frac{u}{3}$	$\frac{u}{3} < v < u$	$u < v $	$ v < \frac{u}{3}$	$\frac{u}{3} < v < u$	$u < v $
$\psi_1 = 0$	φ_1	$v > 0$	α_3	$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$	$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$	α_1	$\alpha_1, \alpha_3, \alpha_4$	$\alpha_1, \alpha_3, \alpha_4$
		$v < 0$	α_3	α_3	α_3	α_1	α_1	α_1
$(\psi_3 = \pi)$	φ_2	$v > 0$	α_6	α_6	α_6	α_8	α_8	α_8
		$v < 0$	α_6	$\alpha_6, \alpha_7, \alpha_8$	$\alpha_6, \alpha_7, \alpha_8$	α_8	$\alpha_5, \alpha_6, \alpha_8$	$\alpha_5, \alpha_6, \alpha_8$
$\psi_2 = \frac{\pi}{2}$ $(\psi_4 = \frac{3\pi}{2})$	φ_1	$v > 0$	α_{11}	α_{11}	α_{11}	α_9	α_9	α_9
		$v < 0$	α_{11}	α_{11}	$\alpha_9, \alpha_{10}, \alpha_{11}$	α_9	α_9	$\alpha_9, \alpha_{11}, \alpha_{12}$
	φ_2	$v > 0$	α_{14}	α_{14}	$\alpha_{14}, \alpha_{15}, \alpha_{16}$	α_{16}	α_{16}	$\alpha_{13}, \alpha_{14}, \alpha_{16}$
		$v < 0$	α_{14}	α_{14}	α_{14}	α_{16}	α_{16}	α_{16}
Число положений равновесия			8	12	16	8	12	16

ТАБЛИЦА 2 ПОЛОЖЕНИЯ РАВНОВЕСИЯ ДЛЯ СЛУЧАЯ $A \neq B = C$ И $\Delta x \neq 0, \Delta y = \Delta z = 0$

$\alpha = 0$ или $\alpha = \pi$ при любых значениях углов прецессии и собственного вращения						
	$(\Delta x > 0 \text{ и } v > 0)$ или $(\Delta x < 0 \text{ и } v < 0)$			$(\Delta x < 0 \text{ и } v > 0)$ или $(\Delta x > 0 \text{ и } v < 0)$		
	$ v < \frac{ \Delta x }{3}$	$\frac{ \Delta x }{3} < v < \Delta x $	$ \Delta x < v $	$ v < \frac{ \Delta x }{3}$	$\frac{ \Delta x }{3} < v < \Delta x $	$ \Delta x < v $
$\psi_1 = 0 \quad (\psi_3 = \pi)$	–	α_2	α_2	–	α_1	α_1
$\psi_2 = \frac{\pi}{2} \quad (\psi_4 = \frac{3\pi}{2})$	–	–	α_3	–	–	α_4

III. ВЫЧИСЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ ДЛЯ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50

С использованием полученных в работе формул определены положения равновесия для наноспутника SamSat-QB50, который был создан в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королева в рамках международного университетского проекта QB50 и предназначался для исследования термосферы Земли в составе группировки наноспутников формата CubeSat [10]. При расчетах использована стандартная плотность атмосферы согласно ГОСТ 4401-81 [11].

Характеристики наноспутника:

$$m = 2,1 \text{ кг}; l = 0,32 \text{ м}; a = 0,1 \text{ м}; S = 0,01 \text{ м}^2; k = 2,5;$$

$$A = 0,0051 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; B = C = 0,016 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; c_0 = 2,2;$$

$$\Delta x = -0,061 \text{ м}; \Delta y = -0,0013 \text{ м}; \Delta z = -0,00053 \text{ м}.$$

Для примера была рассмотрена высота 560 км, где реализуется 16 положений равновесия. Результаты расчёта приведены в табл. 3.

ТАБЛИЦА 3. ПОЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАВНОВЕСИЯ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50 НА ВЫСОТЕ $H=560$ КМ

№	ψ	φ	α	№	ψ	φ	α
1	0	247,5°	0,3°	9	180°	247,5°	0,3°
2	0	247,5°	50,2°	10	180°	247,5°	50,2°
3	0	247,5°	179,8°	11	180°	247,5°	179,8°
4	0	67,5°	51,5°	12	180°	67,5°	51,5°
5	90°	247,5°	165,7°	13	270°	247,5°	165,7°
6	90°	67,5°	0,5°	14	270°	67,5°	0,5°
7	90°	67,5°	173°	15	270°	67,5°	173°
8	90°	67,5°	176,7°	16	270°	67,5°	176,7°

Таким образом, в данной работе получены формулы для определения положений относительного равновесия динамически симметричного наноспутника формата CubeSat под действием аэродинамического и гравитационного моментов при движении по круговой орбите, когда

центр масс наноспутника смещен относительно геометрического центра по трем координатам. Показано, что будет не менее 8 положений равновесия, а в случае уменьшения влияния аэродинамического момента и, соответственно, увеличения влияния гравитационного, возможно 12 или 16. Определены условия, при которых изменяется число положений относительного равновесия.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Belokonov, I.V., Timbai, I.A., and 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.
- [2] Belokonov, I.V., Timbai, I.A., Davydov, D.D. "Passive three-axis stabilization of a nanosatellite in low-altitude orbits: Feasibility study, 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2018, pp. 1–4. DOI: 10.23919/ICINS.2018.8405939.
- [3] Belokonov I.V., Timbai, I.A., Kurmanbekov, M.S. Passive gravitational aerodynamic stabilization of nanosatellite, 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2017. DOI: 10.23919/ICINS.2017.7995675.
- [4] Сарычев, В.А., Гутник, С.А. Динамика осесимметричного спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 5. С. 394–402.
- [5] Sarychev, V.A., Investigation of equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques, *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, 2007, 97, pp. 267–287.
- [6] Сарычев В.А., Гутник С.А., Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов // Исследование положений равновесия. Космические исследования. 2015. Т. 53. №6. С. 488–496.
- [7] Белецкий, В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. Москва: Наука, 1965. 416 с.
- [8] Belokonov, I.V., Kramlikh, A.V., Timbai, I.A., Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization, *Adv. Astronaut. Sci.*, 2015, 153, pp. 383–397.
- [9] Гантмахер, Ф.Р. Лекции по аналитической механике. Москва: Наука, 1966.
- [10] Shakhmatov, E., Belokonov, I., Timbai, I., Ustiugov, E., Nikitin, A., Shafraan, S., SSAU Project of the Nanosatellite SamSat-QB50 for Monitoring the Earth's Thermosphere Parameters, *Procedia Engineering*, 2015, vol. 104, pp. 139–146.
- [11] ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры.

Применение метода относительных измерений для контроля точностных характеристик автоматической системы определения астрономического азимута*

С.Б. Беркович, Н.И. Котов, А.Ю. Махаев,
А.В. Шолохов, С.Е. Чернышев

Управление навигационных систем и комплексов,
МОУ «Институт инженерной физики»
г. Серпухов Московской обл., Россия,
naviserp5@iifmail.ru

Н.В. Кузьмина, С.М. Тарасов

Отдел гравиинерциальных и оптоэлектронных
комплексов,
АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор»,
г. Санкт-Петербург, Россия
nkuzmina@elprib.ru

Аннотация — Приводятся обоснование применения метода относительных измерений для контроля точностных характеристик автоматической системы определения астрономического азимута и алгоритмы его реализации. Актуальность разработки метода вызвана отсутствием эталонной базы для непосредственного (абсолютного) контроля точностных характеристик методом сличения. Сущность метода относительных измерений заключается в оценке приращений (изменений) значений астрономического азимута визирной оси и контрольного элемента при контролируемых принудительных изменениях промежуточных параметров системы. Оценка ожидаемых приращений значений астрономического азимута проводится специально разработанными для этой задачи алгоритмами.

Ключевые слова — астрономический азимут, оптико-электронный астровизир, оптический контрольный элемент

1. ВВЕДЕНИЕ

Автоматическая система определения астрономического азимута (АСОА) разработана и изготовлена в МОУ «Институт инженерной физики» совместно с АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». Основная метрологическая характеристика системы – среднеквадратическая ошибка определения астрономического азимута – составляет 0,7" за время наблюдения не более 60 мин (в автоматическом режиме) [1, 2]. Обеспечение метрологического контроля точностных характеристик астрономического параметра такого уровня точности не представляется возможным из-за объективного отсутствия эталонной базы для средств измерений азимута [3–5].

Анализ конструктивных особенностей построения АСОА, оптическая схема которого приведена на рис. 1, и его погрешностей [6, 7] показал их зависимость от пространственного углового положения контрольного элемента (КЭ) А2 в астрономической системе координат, взаимного геометрического положения граней призм А2–Е1 и А2–Е2 КЭ, азимутального положения КЭ относительно оптической

оси визира-автоколлиматора А1. Указанные параметры определяются соответственно значениями углов отклонения КЭ от плоскости горизонта (измеряются датчиками уровня А2–В1 и А2–В2), значениями углов между гранями КЭ (измеряются при аттестации КЭ на специальных установках), значением угла азимутального разворота КЭ относительно оптической оси визира-автоколлиматора (измеряется автоколлимационным угломером).

При этом отмеченные измерители относятся к средствам измерений утвержденного типа, которые проходят периодические метрологические поверки в целях подтверждения своих метрологических характеристик. Погрешности измерения соответствующих угловых параметров составляют в среднем 0,2".

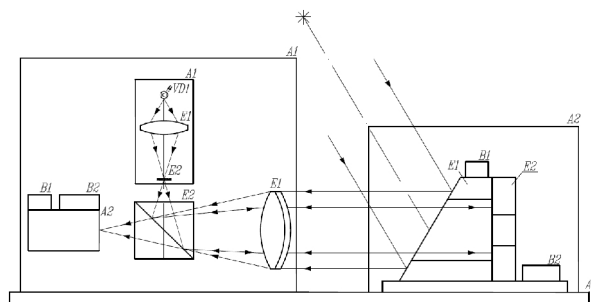


Рис. 1. Оптическая схема астровизира

Следовательно, задача контроля точностных характеристик АСОА может быть решена с использованием оценок приращений (изменений) значений астрономического азимута визирной оси и контрольного элемента при контролируемых с высокой точностью принудительных изменениях геометрических параметров пространственного положения КЭ.

Совокупность методических и технических положений такого контроля названа авторами методом относительных измерений.

Цель работы: обосновать основные алгоритмические и технические решения, реализующие метод относительных измерений.

II. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДА ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Сущность метода относительных измерений заключается в оценке приращений (изменений) значений астрономического азимута визирной оси ΔA и КЭ $\Delta A_{\text{пр}}$ при контролируемых принудительных изменениях промежуточных параметров системы. Приращение значения азимута КЭ по показаниям внешних средств $\Delta A_{\text{пр}}^{\text{вн}}$ оценивается по формуле

$$\Delta A_{\text{КЭ}}^{\text{вн}} = \Delta \alpha_x^{\text{вн}} K_{\alpha x} - \Delta \alpha_{\text{изм}}^{\text{вн}} K_{\alpha z}, \quad (1)$$

где $\Delta \alpha_x^{\text{вн}}$ – изменение пространственного положения КЭ относительно плоскости горизонта (вокруг продольной оси визира-автоколлиматора), измеренное внешним средством;

$\Delta \alpha_{\text{изм}}^{\text{вн}}$ – изменение пространственного положения КЭ относительно плоскости меридиана, измеренное внешним средством;

$K_{\alpha x}, K_{\alpha z}$ – коэффициенты влияния изменения пространственного положения КЭ на значения соответствующих поправок в азимут визирной оси визира-автоколлиматора.

Измерения изменений указанных параметров обеспечивается аттестованными внешними высокоточными средствами измерений: накладным уровнем для измерения $\Delta \alpha_x^{\text{вн}}$ и автоколлимационным угломером (автоколлиматором) для измерения $\Delta \alpha_{\text{изм}}^{\text{вн}}$.

Коэффициенты влияния $K_{\alpha x}, K_{\alpha z}$ вычисляются по формулам [7]:

$$\begin{aligned} K_{\alpha x} &= 2(\cos h \cos \alpha \sin \varphi_y \cos \varphi_y + \sin h \sin^2 \varphi_y); \\ K_{\alpha z} &= 2(\cos h \cos \alpha \cos^2 \varphi_y + \sin h \sin \varphi_y \cos \varphi_y), \end{aligned} \quad (2)$$

где h, α – видимые координаты звезды (видимые высота и астрономический азимут);

φ_y – паспортное значение угла между нормалью к наклонному зеркалу КЭ и внутренней поверхности вертикального зеркала КЭ в вертикальной плоскости.

Приращение приборных значений азимута КЭ рассчитывается по формуле

$$\Delta A_{\text{КЭ}} = A_{\text{КЭ}}^{\text{II}} - A_{\text{КЭ}}^{\text{I}}, \quad (3)$$

где $A_{\text{КЭ}}^{\text{I}}, A_{\text{КЭ}}^{\text{II}}$ – приборные значения азимутов КЭ до и после изменения пространственного положения КЭ соответственно.

Приборные значения азимутов $A_{\text{КЭ}}^{\text{I}}, A_{\text{КЭ}}^{\text{II}}$ определяются при работе АСОА в автоматическом режиме в соответствии с алгоритмами, приведенными в [1, 6].

Изменение азимута визирной оси визира-автоколлиматора оценивается по формуле

$$\Delta A = A^{\text{II}} - A^{\text{I}}, \quad (4)$$

где $A^{\text{I}}, A^{\text{II}}$ – приборные значения азимута визирной оси астровизира, полученные до и после изменения пространственного положения КЭ.

Приборные значения азимута визирной оси визира-автоколлиматора $A^{\text{I}}, A^{\text{II}}$ определяются при работе АСОА в автоматическом режиме в соответствии с алгоритмами, приведенными в [1, 6].

При принудительных контролируемых изменениях углового положения КЭ изменение приборного значения азимута визирной оси астровизира должно оставаться в пределах

$$\Delta A = 0 \mp \Delta_{\text{Адоп}}, \quad (5)$$

а изменение азимута КЭ [7]

$$\Delta A_{\text{КЭ}} - \Delta A_{\text{КЭ}}^{\text{вн}} = 0 \mp \Delta_{\text{АКЭ доп}}, \quad (6)$$

где $\Delta_{\text{Адоп}}, \Delta_{\text{АКЭ доп}}$ – установленные значения соответствующих допустимых расхождений от требуемых величин.

Обоснование значений допустимых отклонений $\Delta_{\text{Адоп}}, \Delta_{\text{АКЭ доп}}$ и требует дополнительных исследований, которые в рамках данной статьи не рассматриваются.

Использование выражений (5) и (6) не обеспечивает контроль составляющей погрешности АСОА, обусловленной погрешностью определения паспортного значения угла между нормалью к наклонному зеркалу КЭ и внутренней поверхности вертикального зеркала КЭ в горизонтальной плоскости θ (формулярной поправки), и компенсации этого рассогласования.

Порядок действий для оценки и контроля формулярной поправки θ подробно описан в [7].

III. ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Контроль точностных характеристик АСОА осуществляется по следующему алгоритму:

- определяются $A^{\text{I}}, A_{\text{КЭ}}^{\text{I}}$ до принудительного изменения пространственного положения КЭ и коэффициенты $K_{\alpha x}, K_{\alpha z}, K_{\theta}$ для соответствующих зна-

чений видимых координат наблюдаемой звезды h, α ;

- б). производится изменение пространственного положения КЭ и оценивается приращение азимута КЭ $\Delta A_{\text{КЭ}}^{\text{ВН}}$ внешними средствами по формуле (1);
- в). определяются $A^{\text{П}}, A_{\text{КЭ}}^{\text{П}}$ после принудительного изменения пространственного положения КЭ;
- г). оценивается приращение азимута КЭ $\Delta A_{\text{КЭ}}$ по формуле (3);
- д). рассчитывается ΔA по формуле (4);
- е). контролируются значения $\Delta A_{\text{КЭ}}^{\text{ВН}}, \Delta A_{\text{КЭ}}$ в соответствии с выражениями (5) и (6), а также формулярная поправка θ ;
- ж). при выполнении условий (5) и (6) считается, что контролируемый прибор удовлетворяет заданным точностным характеристикам при условии, что правильно определена формулярная поправка θ .

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрены теоретические основы метода относительных измерений для контроля точности определения астрономического азимута оптико-электронным астровизиром и алгоритм контроля точностных характеристик оптико-электронного астровизира. Актуальность исследований обусловлена объективным отсутствием метрологической базы проведения проверок данного прибора.

В дальнейшем предполагается проведение исследований погрешностей определения поправок в приборное значение азимута с целью обоснования величин допусков при контроле точностных характеристик.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Гайворонский С.В., Беркович С.Б., Котов Н.И., Махаев А.Ю., Садеков Р.Н., Цодокова В.В. Автоматическая система определения астрономического азимута // Метрология. Ежеквартальное приложение к научно-техническому журналу «Измерительная техника». 2015. №1. С. 11–20.
- [2] Котов Н.И. Применение автоматической системы определения астрономического азимута для калибровок высокоточных гироскопических приборов азимутального ориентирования / Н.И. Котов, С.Б. Беркович, А.Ю. Махаев, Д.В. Смирнов, А.Н. Царьков // XX международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация». Тезисы докладов. М.: Изд-во МАИ, 2015. С. 138–140.
- [3] Эталон / Сост. К.В. Сафронова. Пенз. гос. ун-т, кафедра «Метрология и системы качества», 2006.
- [4] <http://www.lipia.end.ru/> / Государственные эталоны/ – загл. с экрана.
- [5] Ханзадян М.А., Мазуркевич А.В. Комплекс метрологического обеспечения для средств измерения азимута // IX Международная научно-практическая конференция «Геодезия. Маркшейдерия. Аэросъемка. На рубеже веков». <https://con-fig.com/conf-2018/>.
- [6] Турукина В.В. Анализ методов определения астрономического азимута оптико-электронным астровизиром // Навигация и управление движением. Доклады XI конф. молодых ученых. СПб: ГНЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. С. 313–320.
- [7] Котов Н. И., Беркович С. Б., Махаев А. Ю., Фельдшеров А. Н. Обоснование технических и методических решений по компенсации погрешностей определения астрономического азимута визирной оси астровизира из-за ошибок определения геометрических параметров пространственного положения контрольного элемента и его граней // Оборонная техника. 2017. № 7–8. С. 13–20.

Мультиагентная система мобильных роботов для робофутбола*

Дмитрий Ярош	Галина Ренева	Анастасия Корнилова	Петр Коновалов
Программная инженерия, Математико-механический факультет, Санкт-Петербургский госу- дарственный университет Санкт-Петербург di- majarosh@gmail.com	Теоретическая кибернетика, Математико-механический факультет, Санкт-Петербургский госу- дарственный университет Санкт-Петербург renevag@gmail.com	Программная инженерия, Математико-механический факультет, Санкт-Петербургский госу- дарственный университет Санкт-Петербург kornilova.anastasiia@gmail.com	Теоретическая кибернетика, Математико-механический факультет, Санкт-Петербургский госу- дарственный университет Санкт-Петербург petrkon98@gmail.com

Аннотация — Представлены результаты разработки кросс-платформенного программного обеспечения (фреймворка), предназначенного для создания и тестирования алгоритмов мультиагентного управления и навигации в высокодинамичной среде с централизованной системой управления на базе соревнований Robocup SSL. Фреймворк поддерживает программирование алгоритмов вычисления управляющих сигналов с помощью MATLAB [1] и систему технического зрения SSL Vision [2]. Для поддержки различных моделей и типов роботов реализован универсальный сетевой интерфейс. В работе сделан обзор существующих решений, описана архитектура и особенности реализации предлагаемого фреймворка, приведены практические примеры работы системы в ходе мультиагентной навигации и управления.

Ключевые слова — RoboCup, робототехника, мультиагентные системы, гибридные централизованные системы

I. ВВЕДЕНИЕ

Интерес к задачам группового взаимодействия в последние годы значительно вырос и активно подкрепляется широкой доступностью различных робототехнических платформ, на которых возможно осуществлять апробацию сложных алгоритмов управления группой роботов и навигации. Тестирование алгоритмов на реальных роботах является важной частью научного исследования – нередко результаты теоретических наборок, имитационного моделирования не сходятся с результатами практических экспериментов, что ставит под вопрос целесообразность выбранного теоретического подхода. Наличие стенда с роботами и возможность постановки экспериментов на них особенно ценна тем, что снижает риски при реализациях нужных алгоритмов в промышленных масштабах. Большую роль в развитии данного направления играют ежегодные международные соревнования по робототехнике RoboCup [3], основанные в 1996. Цель состязаний состоит в продвижении робототехники и стимулировании научных исследований в области искусственного интеллекта. В соревнованиях представлено большое количество лиг, специализирующихся на различных областях робототехники, например, в Humanoid League [4] решаются задачи передвижения (бег, ходьба), локализации гуманоидных роботов, RobocupRescue League [5] посвящена решению

задач в области поиска и спасения в случае катастроф. Несмотря на большое количество лиг, ориентированных на мультиагентность, особый интерес с точки зрения реализации алгоритмов взаимодействия группы роботов представляет лига Small Size League Robocup Soccer [6]. Наличие внешней системы видеозрения SSL Vision, позволяющей определять положения роботов и различать их по специальной маркировке на крышке робота [7], дает командам возможность сосредоточиться на реализациях алгоритмов тактик и стратегий, построения в формацию, планирования пути, адаптивной игры. Повышение общего технического уровня соревнования обеспечивается благодаря ежегодной публикации командами своих решений, как в области технического оснащения роботов, так и в сфере программного обеспечения. К сожалению, все представляемые командами решения очень специфичны для данной предметной области и заточены под соревнования и их правила, что делает сложным и практически невозможным повторное использование программных компонент в других исследованиях мультиагентного взаимодействия. Говоря о существующих решениях с открытым исходным кодом, стоит упомянуть ПО для приема/передачи данных и вычисления управляющих сигналов для роботов, разработанное следующими командами:

- GT RoboJackets [8];
- Immortals [9];
- TIGERs Mannheim [10];
- RoboTeam Twente [11];
- ER-Force [12].

Главной проблемой предлагаемых решений является использование низкоуровневых языков программирования для оптимизации времени выполнения алгоритмов, что препятствует возможности быстро разрабатывать и прототипировать алгоритмы без глубоких знаний в области программирования на низкоуровневых языках. Роботы, используемые командами, также очень специфичны для соревнований, имеют высокую стоимость и не существуют в массовом производстве. Основной целью данной работы является создание кросс-платформенного программного обеспечения:

- позволяющего реализовывать алгоритмы группового взаимодействия роботов с использованием высокоуровневых инструментов (MATLAB, Python);
- масштабируемого для различных протоколов общения с бюджетными и доступными в научных лабораториях роботами: ТРИК (Wi-Fi) [13], Лего EV3, NXT (Bluetooth) [14], Raspberry Pi [15].

II. SMALL SIZE LEAGUE

Футбольные матчи в Small Size League проводятся между двумя командами, состоящими из 6 роботов. Каждый робот должен удовлетворять ограничениям на размер, механические элементы, тип связи. Для игры используется оранжевый мяч для гольфа. Игра проводится на зеленом ковре – поле, размеры которого составляют 9 метров в длину и 6 метров в ширину. Все объекты на поле (роботы и мяч) распознаются с помощью системы видеозрения (SSL Vision), которая обрабатывает картинку, получаемую с четырех камер, размещенных на высоте четырех метров над полем. Каждая команда имеет компьютер, получающий данные от SSL Vision и вычисляющий управляющие сигналы для роботов. Для передачи данных используется радиосвязь. Общая схема игры показана на рис. 1. Задача каждой команды состоит в разработке ПО для получения данных от системы видеозрения, обработки их, вычисления управляющих сигналов для роботов и передачи их на игровых агентов. Механика и электроника играющих на поле роботов не является универсальной, каждая команда разрабатывает свои собственные модели игроков.

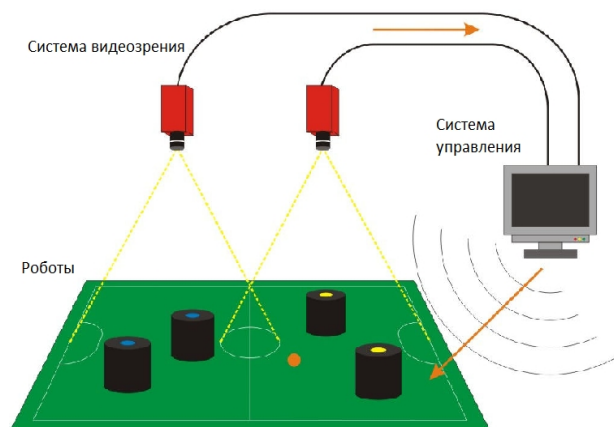


Рис. 1. Схема игры

III. УСТРОЙСТВО ФРЕЙМВОРКА

Для реализации технической части фреймворка был выбран язык C++ и кроссплатформенная библиотека Qt [16] в связи с необходимостью получения быстрого и кроссплатформенного приложения. Для удобства разработки и прототипирования алгоритмов было принято решение реализовать интеграцию с MATLAB, высокоуровневым языком программирования, который активно используется в кибернетической среде. Фреймворк состоит из 3 основных частей.

1. **Система управления** [17] предназначена для решения следующих задач и разделяется на 4 модуля:

- модуль связи с системой видеозрения. Решает задачу получения данных о размерах поля и игровой ситуации от системы видеозрения;
- модуль связи с роботами. Решает задачу отправки вычисленных сигналов управления роботам и получения данных с их датчиков;
- модуль управления алгоритмами. Задачей этого модуля является взаимодействие с библиотекой алгоритмов – загрузки информации об игровой ситуации (расположений объектов, показаний датчиков), запуска вычисления сигналов управления и извлечения результата из окружения MATLAB. В текущий момент также активно разрабатывается решение, позволяющее программировать алгоритмы с помощью Python;
- пользовательский интерфейс, данный модуль решает задачу демонстрации происходящих на поле событий оператору, а так же позволяет управлять роботами в ручном режиме;

2. **Система видеозрения** захватывает изображение с камер, установленными над полем, распознает координаты роботов и мяча, передает их в управляющую систему. Позиции роботов на поле определяются за счет специальных цветовых схем на их крышках, которые позволяют различать номера роботов и их ориентацию в пространстве. Существует возможность переключиться на симуляторное окружение [18] и тестировать различные алгоритмы в виртуальной среде без каких-либо изменений в них (рис. 2).

3. **Библиотека алгоритмов** анализирует данные, полученные из других частей фреймворка, и вычисляет управляющие сигналы для роботов.

Общее устройство фреймворка продемонстрировано на рис. 3.

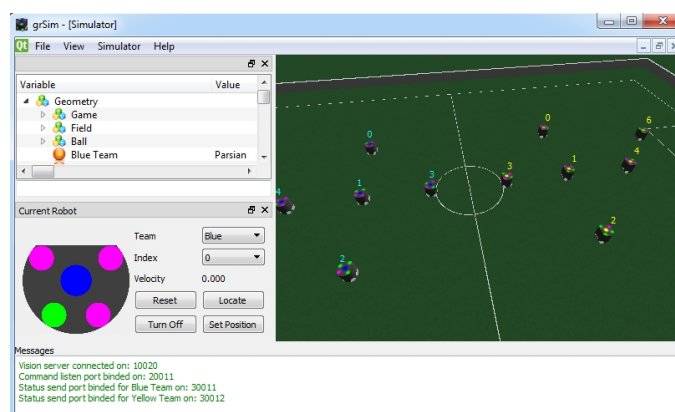


Рис. 2. Симулятор

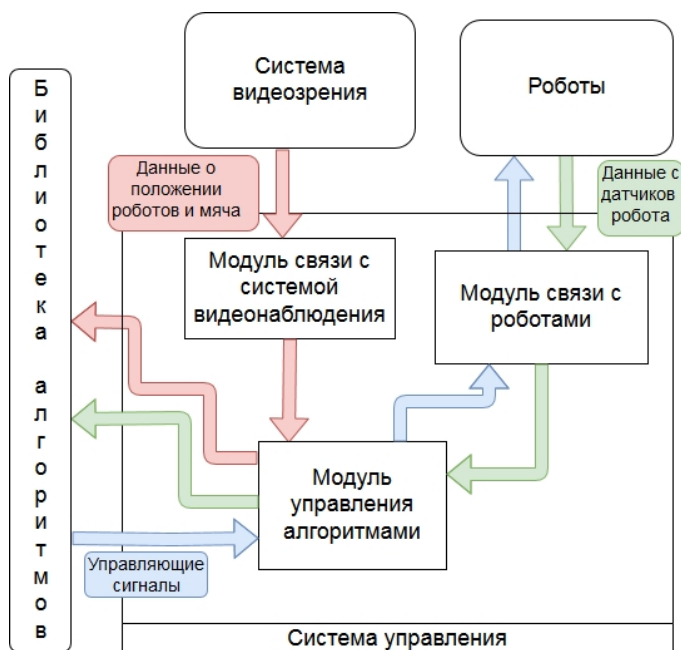


Рис. 3. Общее устройство фреймворка

IV. ПРОГРАММИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ НА MATLAB

При получении новых данных от системы видеозрения, система управления передает их в библиотеку алгоритмов путем обновления внутренних переменных среды MATLAB. Затем запускается исполнение скрипта, вычисляющего управление, которое автоматически пересылается на роботы. Для получения информации о состоянии игры в MATLAB доступны следующие структуры:

- **Blues.** Содержит позиции, ориентации в пространстве и показания датчиков роботов синей команды.
- **Yellows.** Содержит позиции, ориентации в пространстве и показания датчиков роботов желтой команды.
- **Ball.** Содержит позицию мяча.

Позиции и ориентации объектов в описанных структурах задаются в системе координат, связанной с полем, под ориентацией понимается угол между осью симметрии робота и одной из координатных осей этой системы. Алгоритм управления формирует вектор управляющих воздействий ($SpeedX$, $SpeedY$, $SpeedR$, $KickUp$, $KickForward$), где:

- $(SpeedX, SpeedY) \in \{(x, y) \in \mathbb{R}^2 \mid \sqrt{x^2 + y^2} \leq 100\}$ определяет скорость робота, задается в положительно ориентированной ортонормированной системе координат Oxy , где точка O совпадает с позицией робота, ось Oy совпадает с осью симметрии робота. Евклидова норма этого вектора задает модуль скорости робота в процентах от максимально возможной скорости.
- $SpeedR \in [-100; 100]$ определяет угловую скорость вращения робота. Положительное значение пара-

метра соответствует вращению по часовой стрелке, отрицательное – против, абсолютное значение параметра задает модуль угловой скорости в процентах от максимально возможной угловой скорости.

- $KickUp \in \{0, 1\}$ сообщает о необходимости удара навесом: если равен 1, удар осуществляется.
- $KickForward \in \{1, 0\}$ аналогично $KickUp$ сообщает о необходимости прямого удара.

V. ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Описанный фреймворк успешно использовался командой URoboRus [19] при участии в открытых соревнованиях Петербурга по робототехнике в категории RoboCup SSL Open [20]; при организации хакатона по алгоритмам группового взаимодействия роботов в рамках VII всероссийской молодежной школы по робототехнике, искусственному интеллекту и инженерному творчеству RoboSchool 2018 в Волгограде [21]; в качестве демонстрационного стенда в рамках международного фестиваля робототехники RoboФинист 2018 [22]; а также при съемке квалификационного видео для соревнований RoboCup SSL и последующего успешного прохождения квалификации на заключительном этапе Robocup в Сиднее в июле 2019 года. В частности, были реализованы следующие базовые алгоритмы: движение в точку, поворот на точку, движение по окружности, прием паса, движение с объездом препятствий; следующие модели поведения: вратарь, атакующий; и модель игры двух атакующих против одного вратаря.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают благодарность компании JetBrains Research [23] за предоставляемую стипендию, а также Президентскому физико-математическому Лицею [24] за оказываемую техническую помощь в реализации проекта.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] MATLAB, официальный сайт, <https://matlab.ru/products/matlab>.
- [2] Система видеозрения, репозиторий, <https://github.com/robocup-ssl-russia/ssl-vision>.
- [3] RoboCup, официальный сайт, <https://www.robocup.org>.
- [4] RoboCup Soccer Humanoid League, официальный сайт, <https://humanoid.robocup.org>.
- [5] RoboCup Rescue, официальный сайт, <https://www.robocup.org/domains/2>.
- [6] RoboCup Soccer Small Size League, официальный сайт, <https://ssl.robocup.org>.
- [7] Официальный SSL Vision pattern, http://wiki.robocup.org/images/9/96/Small_Size_League_-_Standard_Pattern_2011.pdf.
- [8] GT RoboJackets, официальный сайт, <https://robojackets.org>.
- [9] Immortals, официальный репозиторий, <https://github.com/lordhippo/ImmortalsSSL>.
- [10] TIGERs Mannheim, официальный сайт, <https://tigers-mannheim.de>.
- [11] RoboTeam Twente, официальный сайт, <https://www.roboteamtwente.nl>.
- [12] ER-Force, официальный сайт, <https://www.robotics-erlangen.de>.
- [13] ТРИК, официальный сайт, <https://trikset.com>.
- [14] Леро NXT и EV3, официальный сайт, <https://www.lego.com/ru-ru/mindstorms>.

- [15] Raspberry PI, официальный сайт, <https://www.raspberrypi.org>.
- [16] Qt, официальный сайт, <https://www.qt.io>.
- [17] Централизованная система управления, репозиторий, <https://github.com/robocup-ssl-russia/LARCmaCS>.
- [18] Симулятор grSim, репозиторий, <https://github.com/robocup-ssl-russia/grSim>.
- [19] URoboRus, официальная страница на GitHub, <https://github.com/robocup-ssl-russia>.
- [20] Открытые соревнования Петербурга по робототехнике, официальный сайт, <https://robofinist.ru/event/info/short/id/284>.
- [21] RoboSchool 2018, официальный сайт, https://vk.com/roboschool_vlg.
- [22] Фестиваль Робофинист, официальный сайт, <https://robofinist.org>.
- [23] JetBrains Reseach, официальный сайт, <https://research.jetbrains.org>.
- [24] ФМЛ 239, официальный сайт, <http://www.239.ru>.

■ ЗАСЕДАНИЕ II – ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И ДАТЧИКИ ■

Алгоритм пешеходной навигации для двух закрепленных на ногах инерциальных измерительных блоков

И. А. Чистяков

ООО «Техкомпания Хуавэй»
Москва, Россия
chistyakov.ivan@yahoo.com

А. А. Никулин

ООО «Техкомпания Хуавэй»
Москва, Россия
nikulin.alexey@huawei.com

И. Б. Гарцев

ООО «Техкомпания Хуавэй»
Москва, Россия
gartseev.ilia@huawei.com

Аннотация — Работа посвящена созданию алгоритма восстановления замкнутых траекторий ходьбы человека на основе данных¹, полученных с помощью инерциальных измерительных блоков (ИИБ), зафиксированных на ногах в области подъема стопы. Предлагаются алгоритмы, позволяющие построить сглаженную двумерную траекторию движения пешехода как по измерениям одного ИИБ, так и по совместным измерениям двух блоков. Алгоритмы основаны на использовании модификации фильтра Калмана и предположения о нулевой скорости ИИБ в момент соприкосновения стопы пешехода с поверхностью.

Предложены два способа сравнения полученных траекторий, рассмотрены их достоинства и недостатки, а также указан способ оптимизации времени вычислений. Кроме того, предлагается способ построения одной усредненной траектории движения человека по двум траекториям ИИБ, закрепленных на каждой из его ног.

Ключевые слова — пешеходная навигация, навигация в помещении, инерциальная навигация, навигация с креплением устройств на ноге, счисление координат, ИИБ, инерциальный измерительный блок, инерциальная навигация с устройствами

на двух ногах, инерциальная навигация с наблюдением нулевой скорости, ИНС, инерциальная навигационная система.

I. ВВЕДЕНИЕ

Существующие методы восстановления траекторий движения пешехода по данным с инерциальных датчиков позволяют существенно скорректировать построенные траектории, используя алгоритмы фильтрации [1–4]. При этом точность полученных результатов в значительной степени зависит от местонахождения измерительных устройств [5]. В данной работе используются датчики MPU-9250 [6], закрепленные в области подъема стопы (рис. 1). Такой метод крепления позволяет использовать предположение о нулевой скорости устройств в моменты соприкосновения стопы с поверхностью, однако метод не дает каких-либо дополнительных сведений об ориентации устройств в пространстве. При этом недостаточная точность сенсоров приводит к существенному отклонению вычисленной траектории от реальной.

Поскольку инерциальные методы дают приемлемые результаты лишь на коротких траекториях (до трех минут), для решения задачи вводится дополнительное ограничение – рассматриваются только замкнутые траектории. Указанное предположение позволяет использовать информацию о совпадении начальной и конечной точек движения и зна-

¹ Данные, использованные при подготовке статьи, доступны по адресу: <http://gartseev.ru/projects/mkins2019>.

чительно повлиять на построенные траектории при постобработке данных. Поскольку при использовании прямого фильтра Калмана новое измерение отразится лишь на участке траектории, соответствующей последнему шагу, предлагается алгоритм сглаживания, корректирующий всю вычисляемую кривую.



Рис. 1. Расположение измерительных блоков

И положение, и ориентацию устройств при восстановлении траекторий также можно корректировать, если имеются данные с двух различных ИИБ, закрепленных соответственно на правой и левой ногах. Преимущество использования нескольких датчиков было показано, например, в [7]. В данной работе дополнительно используется предположение, что положения датчиков в пространстве не могут значительно отличаться друг от друга. Был разработан алгоритм, позволяющий использовать все вышеперечисленные данные (информация о начальной и конечной позициях, псевдонаблюдения скорости, информация о положении другой ноги) для построения сглаженных траекторий правой и левой ног, а затем построить по ним финальную обобщенную траекторию.

Работа алгоритмов была проверена на траекториях длительностью от 1 до 15 минут, проходящих внутри помещений на горизонтальных поверхностях. Во всех экспериментах устройства крепилась в области подъема стопы.

II. ОПИСАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

A. Запись нелинейной системы

Динамическая система, описывающая движение чувствительного элемента, прикрепленного к ноге человека, является нелинейной и может быть записана в следующем виде:

$$\begin{cases} \mathbf{p}_n = \mathbf{p}_{n-1} + \mathbf{v}_{n-1}dt, \\ \mathbf{v}_n = \mathbf{v}_{n-1} + (\mathbf{C}_n^T \mathbf{f}_n + \mathbf{g})dt, \\ \mathbf{C}_n = \mathbf{R}_n \mathbf{C}_{n-1}, \end{cases} \quad (1)$$

где n – индекс времени, dt – разница во времени между последовательными измерениями, $\mathbf{p}_n \in \mathbb{R}^3$ – положение ИИБ в пространстве, $\mathbf{v}_n \in \mathbb{R}^3$ – скорость движения ИИБ, $\mathbf{f}_n \in \mathbb{R}^3$ и $\mathbf{w}_n \in \mathbb{R}^3$ – измерения идеальных акселерометра

и гироскопа, $\mathbf{g}$ – вектор силы тяжести; $\mathbf{C}_n \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – матрица ориентации, $\mathbf{R}_n = \mathbf{R}_n(\mathbf{w}_n)$ – матрица поворота.

Поскольку каждой матрице $\mathbf{C}_n$ можно поставить в соответствие набор $\boldsymbol{\theta}_n \in \mathbb{R}^3$ углов рыскания, крена и тангажа, будем рассматривать вектор состояния

$$\mathbf{x}_n = [\mathbf{p}_n \ \mathbf{w}_n \ \boldsymbol{\theta}_n]^T.$$

Заметим, что существуют другие способы представления системы (1), например, с помощью кватернионов [1]. В таком случае ориентация устройств описывается следующим равенством:

$$\mathbf{q}_n = \left[\cos(\alpha_n) \mathbf{I}_4 + \frac{1}{\alpha_n} \sin(\alpha_n) \boldsymbol{\Omega}_n \right] \mathbf{q}_{n-1},$$

где $\alpha_n = 0.5 \cdot \|\mathbf{w}_n\| dt$, $\mathbf{I}_4 \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ – единичная матрица,

$$\boldsymbol{\Omega}_n = \frac{dt}{2} \begin{bmatrix} 0 & w_n^3 & -w_n^2 & w_n^1 \\ -w_n^3 & 0 & w_n^1 & w_n^2 \\ w_n^2 & -w_n^1 & 0 & w_n^3 \\ -w_n^1 & -w_n^2 & -w_n^3 & 0 \end{bmatrix},$$

а вектор скорости меняется по закону

$$\mathbf{v}_n = \mathbf{v}_{n-1} + (\mathbf{q}_{n-1} \mathbf{f}_n \mathbf{q}_{n-1}^* + \mathbf{g})dt.$$

B. Линеаризация системы

Интегрирование системы происходит на основе данных, полученных с датчиков, при этом предполагается наличие немоделируемых ошибок измерения акселерометров и гироскопов:

$$\begin{aligned} \mathbf{w}_n &= \tilde{\mathbf{w}}_n + \delta \mathbf{w}_n, \\ \mathbf{f}_n &= \tilde{\mathbf{f}}_n + \delta \mathbf{f}_n. \end{aligned}$$

Пусть $\mathbf{a} \in \mathbb{R}^3$ – некоторый вектор. Введем следующее обозначение:

$$\hat{\mathbf{a}} = \begin{bmatrix} 0 & a_3 & -a_2 \\ -a_3 & 0 & a_1 \\ a_2 & -a_1 & 0 \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}.$$

Пусть $\mathbf{C} = \mathbf{C}(t)$ – реальная матрица ориентации тела (датчика), а $\tilde{\mathbf{C}} = \tilde{\mathbf{C}}(t)$ программно вычисляемая матрица ориентации. Поскольку $\mathbf{C}$ и $\tilde{\mathbf{C}}$ отличаются друг от друга (например, к ошибке приводит начальная выставка координат), то справедлива формула $\mathbf{C}^T = \mathbf{M} \tilde{\mathbf{C}}^T$, где $\mathbf{M}$ – некоторая ортогональная матрица. Если отклонение вычисляемой и реальных ориентаций друг от друга мало,

то матрицу $\mathbf{M}$ можно описать с помощью угла малого поворота $\boldsymbol{\beta}$, откуда получим следующее приближенное равенство:

$$\mathbf{C}^T \approx (\mathbf{I} + \hat{\boldsymbol{\beta}}) \tilde{\mathbf{C}}^T, \quad (2)$$

откуда следует:

$$\frac{\partial}{\partial t} \mathbf{C}^T = \left(\frac{\partial}{\partial t} \hat{\boldsymbol{\beta}} \right) \tilde{\mathbf{C}}^T + (\mathbf{I} + \hat{\boldsymbol{\beta}}) \frac{\partial}{\partial t} \tilde{\mathbf{C}}^T. \quad (3)$$

Так как для матриц $\mathbf{C}$ и $\tilde{\mathbf{C}}$ верны формулы Пуассона

$$\frac{\partial}{\partial t} \mathbf{C} = (\hat{\mathbf{w}} + \delta \hat{\mathbf{w}}) \mathbf{C}, \quad \frac{\partial}{\partial t} \tilde{\mathbf{C}} = \hat{\mathbf{w}} \tilde{\mathbf{C}},$$

то из выражения (3) с учетом замены (2) следует:

$$\frac{\partial}{\partial t} \hat{\boldsymbol{\beta}} = -\tilde{\mathbf{C}}^T \cdot \delta \hat{\mathbf{w}} \cdot \tilde{\mathbf{C}}, \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \boldsymbol{\beta} = -\tilde{\mathbf{C}}^T \cdot \delta \mathbf{w}. \quad (5)$$

Поскольку для любых векторов $\mathbf{a} \in \mathbb{R}^3$, $\mathbf{b} \in \mathbb{R}^3$ справедливо $\hat{\mathbf{a}}\mathbf{b} = -\hat{\mathbf{b}}\mathbf{a}$, то вытекает следующее выражение для скорости $\mathbf{v}$:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \mathbf{v} &= \mathbf{C}^T \mathbf{f} - \mathbf{g} = (\mathbf{I} + \hat{\boldsymbol{\beta}}) \tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f} - \mathbf{g} = \hat{\boldsymbol{\beta}} (\tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f}) + \\ &+ (\tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f} - \mathbf{g}) = -(\hat{\tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f}}) \boldsymbol{\beta} + (\tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f} - \mathbf{g}) \approx \\ &\approx -(\hat{\tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f}}) \boldsymbol{\beta} + (\tilde{\mathbf{C}}^T \mathbf{f} - \mathbf{g}) + \tilde{\mathbf{C}}^T \delta \mathbf{f}. \end{aligned} \quad (6)$$

Используя выражения (5) и (6), можно перейти к вектору состояния $\mathbf{x}_n = [\mathbf{p}_n \ \mathbf{w}_n \ \boldsymbol{\beta}_n]^T$ и линейной системе с матрицей $\mathbf{F}_n$:

$$\mathbf{F}_n = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} dt & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & -\tilde{\mathbf{C}}_n^T \hat{\mathbf{f}}_n dt \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

III. АЛГОРИТМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОГО ИИБ

Алгоритм основан на сравнении статистики T [2], детектирующей стационарное положение НОГИ при ходьбе, с заданной константой $\gamma > 0$. Будем считать, что ИИБ находится в покое, если

$$T(\{\mathbf{f}_i, \mathbf{w}_i\}_{W_n}) < \gamma,$$

где $\{\mathbf{f}_i, \mathbf{w}_i\}_{W_n}$ – измерения акселерометра и гироскопа на временном интервале W_n .

Поскольку при неподвижных положениях стопы во время ходьбы ее скорость равна нулю, можно использовать дополнительное псевдонаблюдение $\mathbf{v}_n = 0$. Соответствующий алгоритм [1] представлен в Алг. 1. Используются следующие обозначения: $\mathbf{F}_n \in \mathbb{R}^{9 \times 9}$ – матрица линеаризованной системы (7), $\mathbf{Q}_n \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ – ковариационная матрица случайных ошибок измерений,

$$\mathbf{G}_n = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \tilde{\mathbf{C}}_n^T dt & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & -\tilde{\mathbf{C}}_n^T dt \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{9 \times 6},$$

$\tilde{\mathbf{C}}_n \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – вычисляемая оценка матрицы ориентации. Функция $\mathbf{f}_{mech}$ соответствует формулам (1).

Алгоритм 1: Фильтр Калмана.

Initialization: $\tilde{\mathbf{x}}_0 \leftarrow E[\mathbf{x}_0]$, $\mathbf{P}_0 \leftarrow \text{cov}(\mathbf{x}_0)$
for $n = 1$ **to** N **do**
 /* Time update */
 $\tilde{\mathbf{x}}_n \leftarrow \mathbf{f}_{mech}(\tilde{\mathbf{x}}_{n-1}, \hat{\mathbf{f}}_n, \tilde{\mathbf{w}}_n)$
 $\mathbf{P}_n \leftarrow \mathbf{F}_n \mathbf{P}_{n-1} \mathbf{F}_n^T + \mathbf{G}_n \mathbf{Q} \mathbf{G}_n^T$
 /* Measurement update */
 if $T(\{\tilde{\mathbf{f}}_i, \tilde{\mathbf{w}}_i\}_{W_n}) < \gamma$ **then**
 $\mathbf{K}_n \leftarrow \mathbf{P}_n \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_n \mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1}$
 $\delta \tilde{\mathbf{x}}_n \leftarrow \mathbf{K}_n \tilde{\mathbf{v}}_n$
 $\mathbf{P}_n \leftarrow (\mathbf{I}_{9 \times 9} - \mathbf{K}_n \mathbf{H}) \mathbf{P}_n$
 /* Compensate internal states */
 $\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{p}}_n \\ \tilde{\mathbf{v}}_n \end{bmatrix} \leftarrow \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{p}}_n \\ \tilde{\mathbf{v}}_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \tilde{\mathbf{p}}_n \\ \delta \tilde{\mathbf{v}}_n \end{bmatrix}$
 $\tilde{\mathbf{C}}_n \leftarrow (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \hat{\boldsymbol{\beta}}_n) \tilde{\mathbf{C}}_n$
 $\delta \tilde{\mathbf{x}}_n \leftarrow \mathbf{0}$, $\boldsymbol{\beta}_n \leftarrow \mathbf{0}$

Будем также полагать, что в начале и в конце эксперимента ИИБ находится в положении покоя в течение нескольких секунд. Тогда в соответствующие моменты измерений можно дополнительно использовать информацию о начальной позиции $\mathbf{p}_n = \mathbf{0}$ (без ограничения общности считаем ее нулевой). Матрица наблюдения будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \end{bmatrix}.$$

Чтобы добавленная корректировка позиции по последним наблюдениям имела место не только в конце движения, а отражалась на всей траектории, использован сглаживающий RTS-фильтр (Алг. 2), так же описанный в [1]. Сглаживание также позволяет избавиться от разрывов построенных траекторий, происходящих в ходе коррекции в конце каждого шага.

Алгоритм 2: RTS-фильтр.

for $n = N - 1$ **to** 1 **do**
 $\mathbf{A}_n \leftarrow \mathbf{P}_{n|n} \mathbf{F}_n^T \mathbf{P}_{n+1|n}^{-1}$
 $\tilde{\mathbf{x}}_{n|N} \leftarrow \tilde{\mathbf{x}}_{n|n} + \mathbf{A}_n (\tilde{\mathbf{x}}_{n+1|N} - \tilde{\mathbf{x}}_{n+1|n})$
 $\mathbf{P}_{n|N} \leftarrow \mathbf{P}_{n|n} + \mathbf{A}_n (\mathbf{P}_{n+1|N} - \mathbf{P}_{n+1|n}) \mathbf{A}_n^T$

Поскольку система уравнений (1) нелинейна и накопление ошибки счисления может приводить к расхождению с линейным приближением (7), используется фильтр Калмана с обратной связью по углам ориентации. Таким образом, значения углов рыскания, крена и тангажа корректируются и на этапе прямого фильтра Калмана. Псевдокод полученного алгоритма представлен в Алг. 3.

Алгоритм 3: Фильтр с замыканием траектории.

```

Initialization:  $\tilde{\mathbf{x}}_0 \leftarrow E[\mathbf{x}_0]$ ,  $\delta\tilde{\mathbf{x}}_0 \leftarrow \mathbf{0}$ ,  $\mathbf{P}_0 \leftarrow \text{cov}(\mathbf{x}_0)$ 
/* Forward Kalman filter */
for  $n = 2$  to  $N$  do
    /* Time update */
     $\tilde{\mathbf{x}}_n \leftarrow f_{\text{mech}}(\tilde{\mathbf{x}}_{n-1}, \tilde{\mathbf{f}}_n, \tilde{\mathbf{w}}_n)$ 
     $\delta\tilde{\mathbf{x}}_{n|n-1} \leftarrow \mathbf{F}_n \delta\tilde{\mathbf{x}}_{n-1|n-1}$ 
     $\mathbf{P}_{n|n-1} \leftarrow \mathbf{F}_n \mathbf{P}_{n-1|n-1} \mathbf{F}_n^T + \mathbf{G}_n \mathbf{Q} \mathbf{G}_n^T$ 
    /* Measurement update */
    if  $T(\{\tilde{\mathbf{w}}_i, \tilde{\mathbf{f}}_i\}_{W_n}) < \gamma$  then
        if standstill( $n$ ) = true then
             $\mathbf{H} \leftarrow \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$ 
             $\mathbf{K}_n \leftarrow \mathbf{P}_{n|n-1} \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_{n|n-1} \mathbf{H}^T + \mathbf{R}')^{-1}$ 
             $\delta\mathbf{x}_{n|n} \leftarrow \delta\mathbf{x}_{n|n-1} - \mathbf{K}_n \begin{bmatrix} \delta\mathbf{p}_{n|n-1} - \mathbf{p}_n \\ \delta\mathbf{v}_{n|n-1} - \mathbf{v}_n \end{bmatrix}$ 
        else
             $\mathbf{H} \leftarrow \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$ 
             $\mathbf{K}_n \leftarrow \mathbf{P}_{n|n-1} \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_{n|n-1} \mathbf{H}^T + \mathbf{R}'')^{-1}$ 
             $\delta\tilde{\mathbf{x}}_{n|n} \leftarrow \delta\tilde{\mathbf{x}}_{n|n-1} - \mathbf{K}_n (\delta\tilde{\mathbf{v}}_{n|n-1} - \tilde{\mathbf{v}}_n)$ 
             $\mathbf{P}_{n|n} \leftarrow (\mathbf{I}_{9 \times 9} - \mathbf{K}_n \mathbf{H}) \mathbf{P}_{n|n-1}$ 
        /* Compensate internal angle states */
         $\tilde{\mathbf{C}}_n \leftarrow (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \tilde{\beta}_n) \tilde{\mathbf{C}}_n$ 
         $\delta\tilde{\theta}_n \leftarrow \mathbf{0}$ ,  $\beta_n \leftarrow \mathbf{0}$ 
    /* Smoothing */
    for  $n = N - 1$  to  $1$  do
         $\mathbf{A}_n \leftarrow \mathbf{P}_{n|n} \mathbf{F}_n^T \mathbf{P}_{n+1|n}^{-1}$ 
         $\delta\tilde{\mathbf{x}}_{n|N} \leftarrow \delta\tilde{\mathbf{x}}_{n|n} + \mathbf{A}_n (\delta\tilde{\mathbf{x}}_{n+1|N} - \delta\tilde{\mathbf{x}}_{n+1|n})$ 
         $\mathbf{P}_{n|N} \leftarrow \mathbf{P}_{n|n} + \mathbf{A}_n (\mathbf{P}_{n+1|N} - \mathbf{P}_{n+1|n}) \mathbf{A}_n^T$ 
    /* Compensate internal states */
    for  $n = 1$  to  $N$  do
         $\tilde{\mathbf{x}}_n \leftarrow \tilde{\mathbf{x}}_n + \delta\tilde{\mathbf{x}}_{n|N}$ 
         $\delta\tilde{\mathbf{x}}_n \leftarrow \mathbf{0}$ 

```

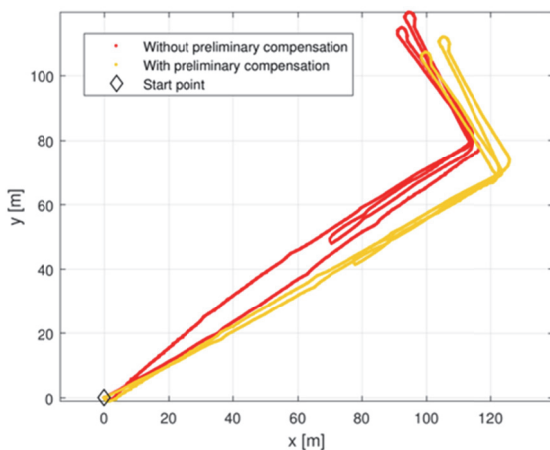


Рис. 2. Сравнение траекторий с предварительным корректированием углов и без

Разница двух подходов представлена на рис. 2. Красным цветом изображена траектория, где корректировка углов совместно с другими координатами вектора $\mathbf{x}_n$ происходит лишь во время применения RTS-фильтра. Желтым цветом обозначена траектория, полученная предложенным способом. Известно, что начальный и конечный участки реальной траектории проходили вдоль одного и того же отрезка, однако в первом случае между ними можно заметить разницу в несколько метров.

IV. МЕТРИКИ ПОДОБИЯ ТРАЕКТОРИЙ

Для оценки правдоподобия результатов предложенного алгоритма можно провести эксперимент, в котором ИИБ закреплены на обеих ногах человека, а затем сравнить две восстановленные траектории между собой. Для этого необходима некоторая метрика, позволяющая сравнивать две кривые. Эта же метрика понадобится, чтобы оптимальным образом наложить две траектории друг на друга (начальные ориентации ИИБ не совпадают). При этом метрика должна учитывать следующие особенности: длительности эксперимента для левой и правой ног, вообще говоря, различны (датчики включаются неодновременно), ИИБ работают несинхронно, возможны пропуски измерений. Были исследованы две метрики, удовлетворяющие заданным требованиям: дискретное расстояние Фреше и DTW-метрика.

A. Дискретное расстояние Фреше

Представим каждую построенную траекторию как полигональную кривую $C: [1, n] \rightarrow \mathbb{R}^3$, где n — количество измерений ИИБ в ходе эксперимента. Полигональная кривая однозначно задается последовательностью $\sigma(C) = (C(0), C(1), \dots, C(n))$ концов линейных сегментов, и для любого $\lambda \in [0, 1]$ выполнено

$$C(i + \lambda) = (1 - \lambda)C(i) + \lambda C(i + 1), \quad i = \overline{1, n}.$$

Рассмотрим две произвольные полигональные кривые $C = (v_1, \dots, v_n)$ и $R = (\mu_1, \dots, \mu_m)$. Обозначим через L последовательность связей $(v_{a_1}, \mu_{b_1}), \dots, (v_{a_s}, \mu_{b_s})$, где $a_1 = 1$, $b_1 = 1$, $a_s = n$, $b_s = m$, причем для $i = \overline{2, n}$ выполнено $a_i = a_{i-1}$ или $a_i = a_{i-1} + 1$, а для $j = \overline{2, m}$ выполнено $b_j = b_{j-1}$ или $b_j = b_{j-1} + 1$. Длина последовательности L определяется как самая длинная связь в L :

$$L = \max_{1 \leq i \leq s} d(v_{a_i}, \mu_{b_i}),$$

где d — некоторая метрика пространства $\mathbb{R}^3$ (например, евклидова).

Дискретным расстоянием Фреше называется

$$F(C, R) = \min_L (\|L\|).$$

Существует алгоритм [8], который с помощью метода динамического программирования позволяет посчитать

дискретное расстояние Фреше за время $O(mn)$, где m и n – количество точек в ломаных.

В. DTW-метрика

Алгоритм деформации временной шкалы (DTW-алгоритм) – алгоритм, позволяющий найти оптимальное соответствие между двумя последовательностями, удовлетворяя следующим ограничениям:

- Каждая точка одной последовательности должна соответствовать одной или более точкам другой последовательности, и наоборот.
- Первая точка одной последовательности должна соответствовать первой точке другой последовательности (но не обязательно только ей), и наоборот.
- Последняя точка одной последовательности должна соответствовать последней точке другой последовательности (но не обязательно только ей), и наоборот.
- Отображение индексов должно быть монотонным: если $i > j$ — индексы точек одной последовательности, соответствующие точкам с индексами k и l соответственно, то $k > l$, и наоборот.

Под оптимальным соответствием здесь подразумевается такое, где сумма расстояний между точками во всех найденных парах минимальна.

Пусть имеются два временных ряда длины n и m соответственно: $Q = (q_1, q_2, \dots, q_n)$ и $C = (c_1, c_2, \dots, c_m)$. Алгоритм состоит из следующих шагов:

1. Строится матрица расстояний D , в которой элемент $d_{i,j}$ есть расстояние между точками q_i и c_j . В качестве метрики может быть использовано евклидово расстояние.
2. Строится матрица деформаций D , каждый элемент которой определяется следующим образом:

$$D_{i,j} = \begin{cases} d_{1,1}, & \text{при } i = 1, j = 1, \\ d_{i,j} + D_{i-1,j}, & \text{при } i \neq 1, j = 1, \\ d_{i,j} + D_{i,j-1}, & \text{при } i = 1, j \neq 1, \\ d_{i,j} + \min \{D_{i-1,j}, D_{i-1,j-1}, D_{i,j-1}\}, & \text{при } i \neq 1, j \neq 1. \end{cases}$$

3. Вычисляется путь трансформации

$$W = (w_1, w_2, \dots, w_k)$$

– набор смежных элементов матрицы D , который устанавливает соответствие между Q и C . Количество элементов k в последовательности W – длина пути. Путь трансформации выбирается таким образом, чтобы сумма расстояний между соответствующими точками была минимальна.

4. DTW-расстояние между последовательностями рассчитывается по формуле

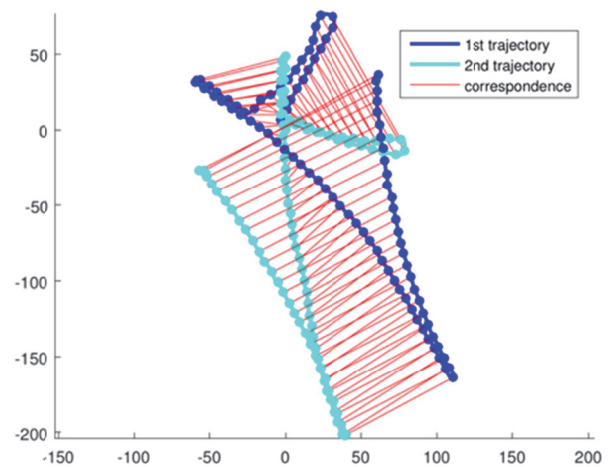
$$DTW(Q, C) = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k d(w_i).$$

Приведенный алгоритм так же имеет полиномиальную сложность $O(mn)$, а его модификации можно найти в [9].

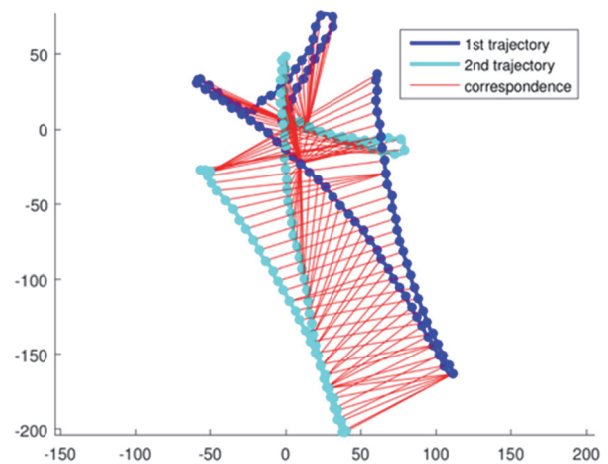
С. Сравнение метрик

Для сравнения метрик были рассмотрены траектории разных ног и были выделены пары соответствующих друг другу точек.

На рис. 3 видно, что DTW-алгоритм точнее выделяет пары точек (красным цветом обозначены соответствия в некоторых парах). Метод Фреше дает некорректные результаты в случае, когда соответствующие друг другу участки кривых расположены под большим углом друг к другу. Поэтому далее используется именно DTW-метрика.



(a) DTW-метрика

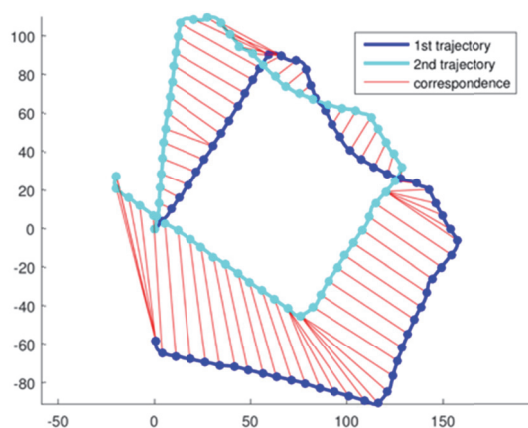


(b) метрика Фреше

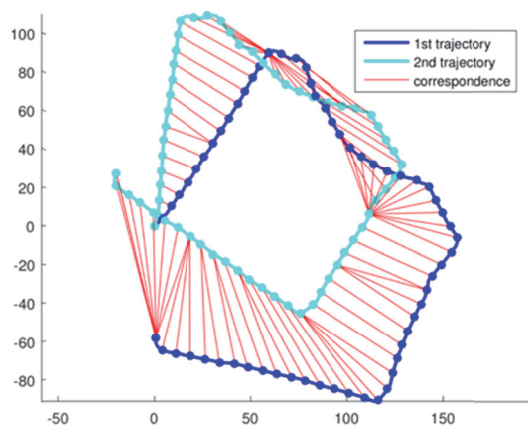
Рис. 3. Сравнение метрик

При этом на рис. 4 показан случай, когда оба метода дают неверный результат – некорректные сопоставления точек происходят в местах излома траекторий при значительном смещении их друг относительно друга.

Заметим, что наиболее простые алгоритмы для расчета указанных метрик используют метод динамического программирования, в ходе которого производится поиск расстояний во всевозможных парах точек. Однако если с точки зрения алгоритма оптимальным может оказаться такое сопоставление точек, что друг другу будут соответствовать далеко удаленные точки, то для практических целей такое сопоставление окажется заведомо нежелательным. Таким образом, результаты алгоритмов можно улучшить, если при расчете расстояний использовать дополнительный параметр w – максимальную разницу между индексами соответствующих друг другу точек (под индексом понимается порядковый номер измерения в текущей траектории). Желательно выбрать значение w , которое не превышает количество измерений датчика за время одного шага. На рис. 5 показан результат работы алгоритма при использовании такого подхода. Отметим, что если в двух последовательностях одинаковое число точек, то при $w=1$ оба способа сопоставляют друг другу точки с равным порядковым номером.



(a) DTW-метрика



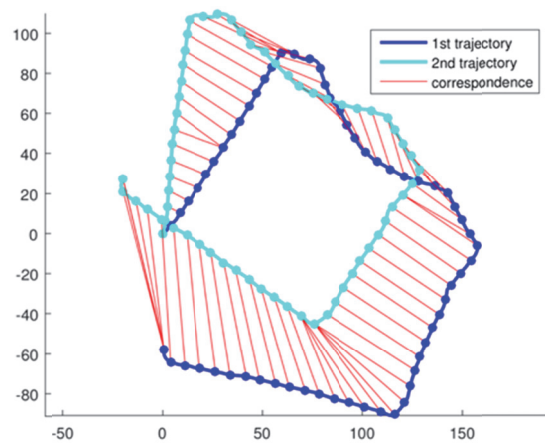
(b) метрика Фреше

Рис. 4. Сравнение метрик без использования дополнительного ограничения

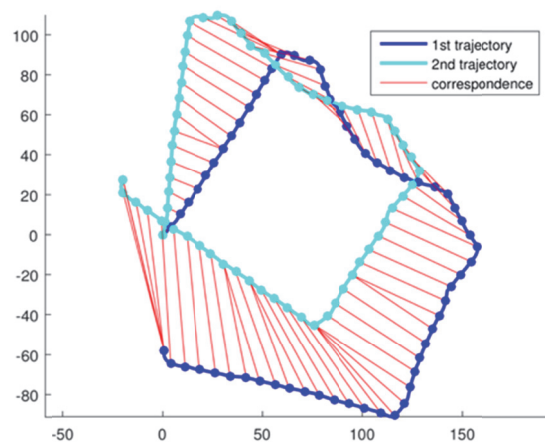
Введение параметра также существенно ускоряет работу алгоритма, поскольку в таком случае не требуется вычислять расстояния между всеми возможными парами точек. Сложность каждого алгоритма снижается с квадратичной $O(mn)$ до линейной $O(w \cdot \max(m, n))$.

D. Усреднение пучка траекторий

При вычислении расстояний между кривыми результатом работы алгоритмов также является последовательность пар индексов, определяющая отображение точек одной кривой на точки другой кривой. Если для каждой такой пары точек взять точку, лежащую посередине соединяющего их отрезка, получится некоторая усредненная кривая. Анализ такого подхода выделения «средней» траектории с помощью DTW-алгоритма представлен в [10]. Отметим, что при усреднении траекторий таким способом теряется информация о времени измерений, поскольку точки, сопоставленные друг другу, могут быть получены в разные моменты времени. Если информация о времени важна, необходимо сопоставлять друг другу точки с равными порядковыми номерами.



(a) DTW-метрика



(b) метрика Фреше

Рис. 5. Сравнение метрик с учетом ограничения

V. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА, ИСПОЛЬЗУЮЩЕГО ДВА ИИБ

Идея использования двух устройств заключается в том, что в моменты ходьбы, когда одна нога покоится, а вторая находится в “середине” шага, положения датчиков в проекции на горизонтальную плоскость практически совпадают. Потому можно одновременно строить обе траектории, но для каждого ИИБ в качестве дополнительных наблюдений использовать позицию второго устройства.

Алгоритм выглядит следующим образом:

- Построение каждой из двух траекторий с помощью Алг. 3 и определение начального несоответствия ориентаций ИИБ. Для этого путем подбора начальных углов минимизируется значение DTW-метрики.
- Определение ноги, которой был сделан первый шаг, на основе применения функции (8) к имеющимся измерениям.
- Параллельный расчет траекторий по измерениям двух ИИБ с использованием наблюдений о нулевой скорости и положении другой ноги.
- Сглаживание траекторий RTS-фильтром, аналогичное таковому в Алг. 3.
- Полученные траектории еще раз оптимально накладываются друг на друга, после чего строится одна усредненная траектория на основе DTW-алгоритма.

Пункт 3 более подробно представлен в Алг. 4 (переменные с верхним индексом 1 соответствуют датчику, который прикреплен к ноге, делающей первый шаг; переменные с верхним индексом 2 — другому датчику).

Здесь функции **predict** и **correct** соответствуют шагам прогноза и коррекции фильтра Калмана (см. Алг. 3).

VI. РЕЗУЛЬТАТЫ

На рис. 6–7 показаны траектории, полученные с помощью фильтра Калмана (без учета замкнутости траекторий, но с использованием сглаживания), а также траектории, полученные с помощью Алг. 3 и Алг. 4 (желтые траектории соответствуют левой ноге, голубые — правой, красным цветом обозначены усредненные траектории). Кроме того, указаны DTW-расстояния между траекториями, соответствующими левой и правой ногам. Траектории на рис. 7 соответствуют двойному проходу вперед-назад вдоль изогнутого коридора.

Приведенные графики иллюстрируют близкое восстановление траекторий, соответствующих перемещениям ИИБ, прикрепленных к разным ногам испытуемого. Также приведенные траектории повторяют метрические характеристики помещений, в которых проводились эксперименты, что дополнительно подтверждает правильность восстановления, позволяя использовать предложенные алгоритмы в ситуациях, когда более надежная референсная информация о траектории движения недоступна.

В табл. 1 представлены DTW-расстояния, полученные в результате работы указанных алгоритмов, а так же приве-

дены временные длительности траекторий. Траектории 1 и 2 соответствуют проходу вперед-назад вдоль прямой, траектория 3 была получена в результате двойного прохода по периметру комнаты. Траектории 4 и 5 соответствуют одностороннему проходу вперед-назад вдоль Г-образного коридора, траектория 6 соответствует двойному проходу в нем же.

ТАБЛИЦА 1. РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ.

N	Алг. [1]	Алг. 3	Алг. 4	Длительность, с
1	4.460	0.292	0.252	93.5
2	20.430	1.317	0.723	216.7
3	14.981	3.206	0.939	245.5
4	16.565	1.437	1.042	250.9
5	6.690	1.951	1.491	332.8
6	45.630	17.917	1.546	630.1

Алгоритм 4: Фильтр, использующий данные с обеих ног.

```

cur ← 2 // begin computation with the second leg
pos ←  $\tilde{x}_{k_1}^1$  // current position of the first leg
while  $k_1 < N_1 \parallel k_2 < N_2$  do
    /* select data for the current leg */
    if cur = 1 then  $\tilde{x}_{n-1} \leftarrow \tilde{x}_{n-1}^1, k \leftarrow k^1, \tilde{f}_n \leftarrow \tilde{f}_n^1, \tilde{w}_n \leftarrow \tilde{w}_n^1$ 
    else  $\tilde{x}_{n-1} \leftarrow \tilde{x}_{n-1}^2, k \leftarrow k^2, \tilde{f}_n \leftarrow \tilde{f}_n^2, \tilde{w}_n \leftarrow \tilde{w}_n^2$ 

    /* process movement of the current leg */
    step_len = count_step_length(k, { $\tilde{f}_i, \tilde{w}_i$ })
    for n = k + 1 to k + step_len do
        [ $\tilde{x}_n, \delta\tilde{x}_{n|n-1}, P_{n|n-1}$ ] ← predict( $\tilde{x}_{n-1}, \tilde{f}_n, \tilde{w}_n$ )
        if n = k + step_len/2 then
            /* correction step of Kalman filter using
            current position of another leg */
            H ← [ $I_{2 \times 2} \quad O_{2 \times 7}$ ]
            K_n ←  $P_{n|n-1} H^T (H P_{n|n-1} H^T + R''')^{-1}$ 

            /* select 2 coordinates */
             $\tilde{x}_n^{1,2} \leftarrow H \tilde{x}_n, \delta\tilde{x}_{n|n-1}^{1,2} \leftarrow H \delta\tilde{x}_{n|n-1}$ 

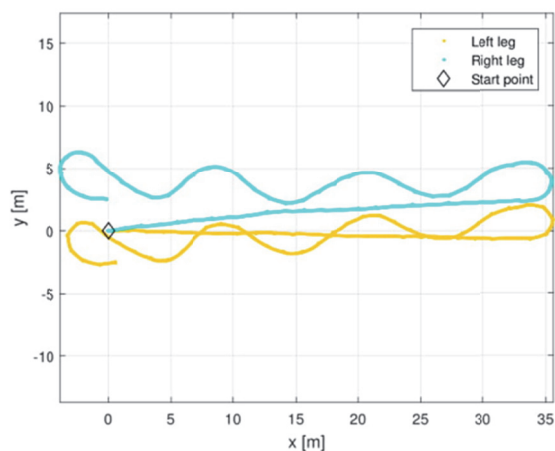
             $\delta\tilde{x}_{n|n} \leftarrow \delta\tilde{x}_{n|n-1} - K_n (pos + \delta\tilde{x}_{n|n-1}^{1,2} - \tilde{x}_n^{1,2})$ 
             $P_{n|n} \leftarrow (I_{9 \times 9} - K_n H) P_{n|n-1}$ 
        end if
        n ← k + step_len + 1

    /* stationary position of the current leg */
    while  $T(\{\tilde{f}_i, \tilde{w}_i\}_{W_n}) < \gamma$  do
        [ $\tilde{x}_n, \delta\tilde{x}_{n|n-1}, P_{n|n-1}$ ] ← predict( $\tilde{x}_{n-1}, \tilde{f}_n, \tilde{w}_n$ )
        if standstill(n) = true then
            H ← [ $I_{3 \times 3} \quad O_{3 \times 3} \quad O_{3 \times 3}$ ], R ← R'
        else
            H ← [ $O_{3 \times 3} \quad I_{3 \times 3} \quad O_{3 \times 3}$ ], R ← R''
        end if
        [ $\delta\tilde{x}_{n|n}, P_{n|n}$ ] ← correct(H, R,  $P_{n|n-1}, \tilde{x}_n, \delta\tilde{x}_{n|n-1}$ )
        n ← n + 1
    end while
    /* save current position for the following observation */
    pos ←  $\tilde{x}_n^{1,2}$ 

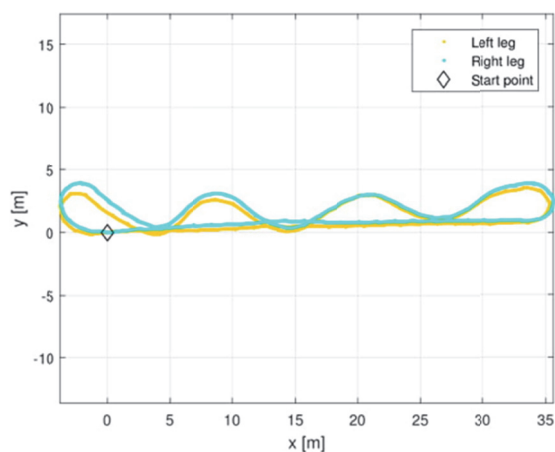
    /* save updated data */
    if cur = 1 then
         $\tilde{x}_n^1 \leftarrow \tilde{x}_n, \delta\tilde{x}_{n|n}^1 \leftarrow \delta\tilde{x}_{n|n}, P_{n|n}^1 \leftarrow P_{n|n}, k^1 \leftarrow n$ 
        cur ← 2
    else
         $\tilde{x}_n^2 \leftarrow \tilde{x}_n, \delta\tilde{x}_{n|n}^2 \leftarrow \delta\tilde{x}_{n|n}, P_{n|n}^2 \leftarrow P_{n|n}, k^2 \leftarrow n$ 
        cur ← 1
    end if
end while

```

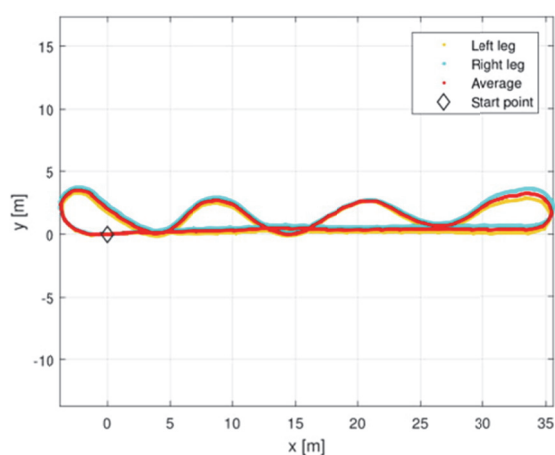
DTW-расстояния не дают прямого ответа на вопрос о метрической разнице восстановленных и реальных траекторий, но дают возможность утверждать, что предлагаемые алгоритмы позволяют восстанавливать реальные траектории с ошибкой, уменьшенной в разы по сравнению с траекториями, восстановленными по данным одного ИИБ.



(a) Результат алгоритма [1], $d = 2.949$.

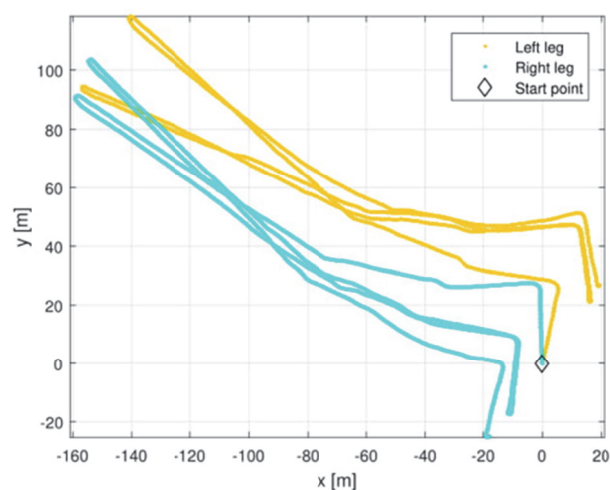


(b) Результат Алг. 3, $d = 0.241$.

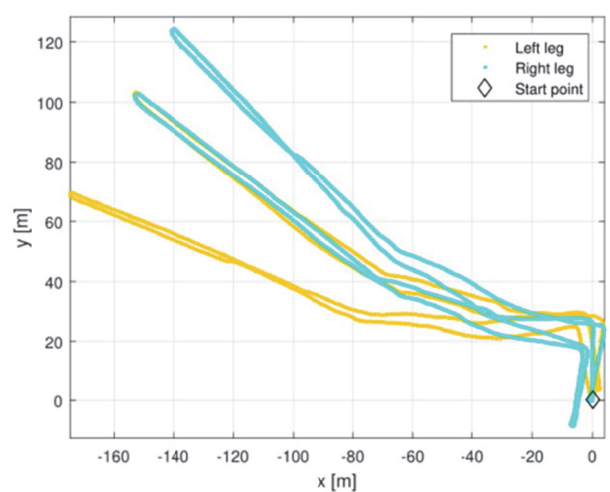


(c) Результат Алг. 4, $d = 0.283$.

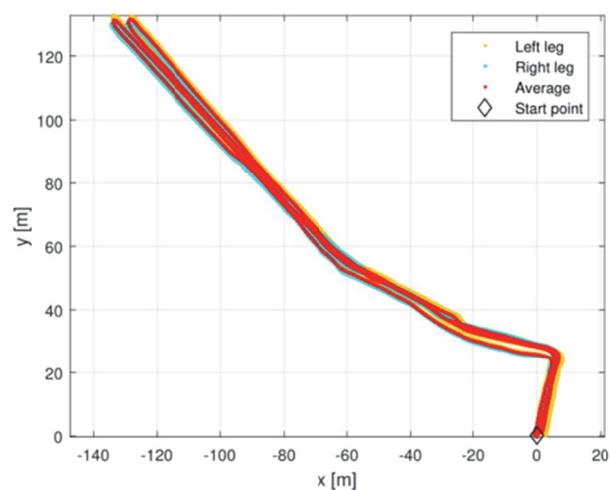
Рис. 6. Сравнение алгоритмов



(a) Результат алгоритма [1], $d = 25.862$.



(b) Результат Алг. 3, $d = 13.883$.



(c) Результат Алг. 4, $d = 1.354$.

Рис. 7. Сравнение алгоритмов

VII. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены алгоритмы для восстановления замкнутых траекторий движения пешехода на основе информации об ускорениях и угловых скоростях (для одного и для двух инерциальных измерительных блоков, прикрепленных к ногам), приведен соответствующий псевдокод. Предложены два способа сравнения полученных траекторий, рассмотрены их достоинства и недостатки, а также указан способ оптимизации времени вычислений. Кроме того, предлагается способ построения одной усредненной траектории движения человека по двум траекториям движения инерциальных измерительных блоков, закрепленных на каждой из его ног. Предложенные алгоритмы были протестированы на реальных данных и продемонстрировали возможность использования в качестве инструмента для получения референсных траекторий для ситуаций, когда более точная референсная информация недоступна.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Colomar, D.S., Nilsson, J.-O., and Händel, P. Smoothing for ZUPT-aided INSs, *International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN)*, Sydney, IEEE, 2012, pp. 1–5.
- [2] Nilsson, J.-O., Skog, I., Händel, P., and Hari, K.V.S., Foot-mounted INS for everybody – an open-source embedded implementation, *Proceedings of the 2012 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*, Myrtle Beach, IEEE, 2012, pp. 140–145.
- [3] Nilsson, J.-O., Gupta, A.K., and Händel, P. Foot-mounted inertial navigation made easy, *International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN)*, Busan, IEEE, 2014, pp. 24–29.
- [4] Wang, Y., Chernyshoff, A., and Shkel, A.M., Error Analysis of ZUPT-Aided Pedestrian Inertial Navigation, *International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN)*, Nantes, IEEE, 2018.
- [5] Tjhai, C., and Okeefe, K., Comparing Heading Estimates from Multiple Wearable Inertial and Magnetic Sensors Mounted on Lower Limbs, *International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN)*, Nantes, IEEE, 2018.
- [6] MPU-9250 Product Specification, Revision 1.1, <https://www.invensense.com/wp-content/uploads/2015/02/PS-MPU-9250A-01-v1.1.pdf>.
- [7] Mikov, A.G., and Galov, A.S., Data processing algorithms for MEMS based multi-component inertial measurement unit for indoor navigation, *24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, St. Petersburg, IEEE, 2017, pp. 1–7.
- [8] Eiter, T., and Mannila, H., Computing discrete Fréchet distance, Technical Report CD-TR 94/64, Christian Doppler Laboratory for Expert Systems, Vienna, 1994.
- [9] Müller, M., *Dynamic Time Warping in Information Retrieval for Music and Motion*, Springer, 2007, pp. 69–84.
- [10] Vaughana, N., and Gabrysa, B., Comparing and combining time series trajectories using Dynamic Time Warping, *Procedia Computer Science*, 2016, vol. 96, pp. 465–474.

Способ измерения магнитного курса судна в высоких широтах и его реализации в компасе «Азимут-КМ05Д»*

Д.Г. Грязин

АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон»»,
Национальный исследовательский университет ИТМО
Санкт-Петербург, Россия
(812)499-83-38, volnagd@yandex.ru

И.В. Сергачёв, Ю.В. Матвеев

АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон»»
Санкт-Петербург, Россия

Аннотация — Предложен способ измерения магнитного курса судна в высоких широтах, заключающийся в выделении сигнала, пропорционального погрешности магнитного компаса на качке и компенсации её в результатах измерений. Указанный сигнал вырабатывается с помощью интегрирования сигнала датчика угловой скорости с вертикальной осью чувствительности. Предложена конструкция нового магнитного компаса и результаты его стендовых испытаний.

Ключевые слова — магнитный компас, магнитный курс, выносной репитер, высокие широты, качка, погрешность

I. ВВЕДЕНИЕ

Магнитный компас относится к числу приборов, устанавливаемых на борту каждого судна в соответствии с требованиями международной конвенции СОЛАС 74 [1]. По этой причине на рынке представлено значительное количество приборов различных производителей. Однако подавляющее большинство из них предназначено для работы в условиях широт до 70 градусов. Это объясняется уменьшением направляющего момента магнитной системы компаса по мере приближения к магнитным полюсам Земли, а также наличием дополнительных погрешностей, проявляющихся на качке при работе в высоких широтах.

В соответствии с требованиями, предъявляемыми Российским морским регистром судоходства к главным компасам судов, они должны состоять из нактоуза и котелка, внутри которого установлена картушка с магниточувствительным элементом. Компас должен иметь дистанционную оптическую передачу курса от картушки на индикатор для рулевого, а также может иметь выносной дистанционный индикатор, на котором должен отражаться истинный курс судна. Нактоуз с котелком должен устанавливаться на верхнем мостике судна и должен вырабатывать магнитный курс без электрического питания, оптический индикатор курса и выносной цифровой индикатор должны располагаться в рулевой рубке непосредственно перед рулевым и могут использовать резервное питание в случае отключения основной энергосети судна [2]. Таким образом, правила Регистра позволяют разработать главный компас с коррекцией ряда погрешностей и индикацией

откорректированного сигнала на выносном цифровом индикаторе.

II. СПОСОБ ИЗМЕРЕНИЯ МАГНИТНОГО КУРСА В ВЫСОКИХ ШИРОТАХ

В условиях работы компаса на качке в высоких широтах результаты измерения курса имеют погрешность определяемую из выражения

$$\delta_{\theta} = \sqrt{\delta_K^2 + \delta_P^2},$$

здесь δ_K – остаточная погрешность после устранения креновой девиации [3], δ_P – погрешность от качки, вызванная магнитным наклонением на широте и установкой компаса выше центра качания судна, детально описанная Н.Ю. Рыбалтовским.

В практике девиационных работ уничтожение креновой девиации осуществляется устройствами на основе постоянных магнитов, размещаемых в нактоузе компаса и создающих в области чувствительного элемента компенсирующее поле. Методики уничтожения креновой девиации описываются в эксплуатационной документации магнитных компасов или других нормативных документах, в частности, [4]. Точность существующих методов уничтожения креновой девиации при плавании в средних магнитных широтах составляет около 0,1° на 1° крена [3].

Поскольку создание компенсирующего поля происходит на конкретной магнитной широте и с конечной точностью, некомпенсированное значение креновой девиации δ_K будет присутствовать в показаниях компаса в качестве переменной составляющей, зависящей от курса, крена и дифферента судна. Кроме того, при значительном изменении географической широты места судна, компоненты вертикальной и горизонтальной составляющей магнитного поля изменятся и условие компенсации также будет нарушено.

Вторая составляющая погрешности, детально описанная Н.Ю. Рыбалтовским, связана не только с магнитным

наклонением поля Земли, но и высотой установки магнитного компаса над центром качания судна. Она выражается формулой [5]

$$\delta_p = \arcsin\left(\frac{h}{l_0} i \operatorname{tg} \theta \cos k\right),$$

где h – высота картушки компаса над осью качаний судна; l_0 – длина маятника с периодом колебания, соответствующим периоду колебаний судна;

i – угол поперечного крена судна;

θ – магнитное наклонение (угол между вертикальной и горизонтальной составляющей вектора магнитного поля Земли);

k – магнитный курс судна.

В случае дополнительной установки на котелок магнитного компаса, закреплённого в кардановом подвесе, гироскопического датчика угловой скорости (далее ДУС) с вертикальной осью чувствительности можно выработать мгновенные значения магнитного курса путём интегрирования сигнала этого ДУС, а затем и сигнала погрешности δ_θ компаса на качке. Указанный сигнал погрешности δ_θ определяется как разница мгновенных значений магнитного курса, полученных от датчика магнитного курса компаса (далее ДМК, рис. 1) и выработанных путём преобразования мгновенных значений результатов измерений ДУС. Компенсация производится путём вычитания мгновенного значения погрешности δ_θ из результатов измерений датчика магнитного курса магнитного компаса. После чего откорректированное значение магнитного курса и передаётся на выносной цифровой индикатор.

На рис. 1 показана блок-схема выработки измерительных сигналов и их обработки в вычислительном устройстве, работающем на основе предлагаемого способа.

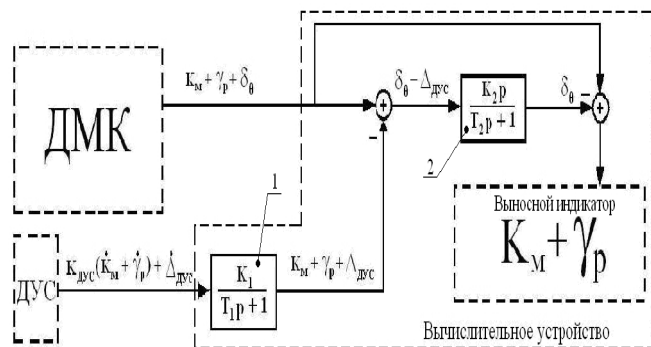


Рис. 1 Схема работы устройства для компенсации дополнительной погрешности на качке

Предлагаемый способ заключается в следующем:

1. Выработка с помощью ДМК сигнала о мгновенных значениях курса в горизонтной системе координат, состоящего из магнитного курса K_M , угла рыскания γ_p и погрешности δ_θ .

2. Выработка с помощью ДУС с вертикальной осью чувствительности, установленного в горизонтной системе координат на котелке компаса, сигнала угловой скорости изменения курса, состоящего из угловых скоростей изменения курса $\dot{K}_M$ и рыскания $\dot{\gamma}_p$, а также погрешности $\dot{\Delta}_{ДУС}$ ДУС, характеризуемой его дрейфом. Указанное мгновенное значение сигнала угловой скорости вырабатывается с коэффициентом передачи $K_{ДУС}$.

3. Интегрирование сигнала ДУС с постоянной времени T_1 и формирование на выходе интегратора сигнала, состоящего из магнитного курса K_M , угла рыскания γ_p и постоянного значения погрешности $\Delta_{ДУС}$. При выполнении вычислений значение T_1 выбирается исходя из задачи исключения погрешности от скорости дрейфа $\dot{\Delta}_{ДУС}$.

4. Вычисление разности между выходными сигналами ДМК и интегратора с целью формирования сигнала, состоящего из погрешности δ_θ и погрешности $\Delta_{ДУС}$.

5. Фильтрация значения погрешности $\Delta_{ДУС}$ с помощью фильтра высоких частот производится с постоянной времени T_2 , величина которой принимается больше периода качки. Коэффициенты K_1 и K_2 выбираются исходя из масштабных коэффициентов ДМК и ДУС, p – оператор дифференцирования. 1 – интегратор, 2 – фильтр высоких частот.

6. Исключение из измеряемых мгновенных значений магнитного курса погрешности δ_θ производится путём вычисления разности между выходным сигналом ДМК и сигналом с выхода фильтра высоких частот, пропорциональным погрешности δ_θ . Передача откорректированного значения магнитного курса выполняется на выносной цифровой индикатор.

Разработанный способ лёг в основу работы магнитного компаса «Азимут-КМ05Д». Устройство работает следующим образом.

ДМК вырабатывает сигнал мгновенного значения магнитного курса, состоящий из магнитного курса K_M , угла рыскания γ_p и погрешности от проекции вертикальной составляющей земного магнетизма δ_θ , который подаётся на вход вычислительного устройства. ДУС с вертикальной осью чувствительности, установленный на котелке компаса, вырабатывает сигнал, пропорциональный угловой скорости изменения курса $\dot{K}_M$ и рыскания $\dot{\gamma}_p$ с погрешностью $\dot{\Delta}_{ДУС}$ и коэффициентом передачи $K_{ДУС}$, который также подаётся на вход вычислительного устройства. В вычислительном устройстве сигнал ДУС интегрируется и формируется сигнал, пропорциональный сумме значений $K_M + \gamma_p + \Delta_{ДУС}$, который вычитается из сигнала ДМК. Оставшееся значение $\delta_\theta + \Delta_{ДУС}$ подаётся на вход фильтра высоких частот, с выхода которого формируется сигнал, пропорциональный погрешности δ_θ . Полученный

сигнал погрешности δ_0 вычитается из сигнала ДМК, после чего подаётся на выносной цифровой индикатор.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С целью определения постоянных времени T_1 и T_2 было проведено моделирование режимов работы прибора как на прямом курсе, так и на циркуляции судна. Предложенный способ измерения курса был применён при разработке нового магнитного компаса «Азимут-КМ05Д». Экспериментальные исследования погрешности компаса выполнялись на специализированных стендах, позволяющих задавать качку котелка при разных значениях напряжённости магнитного поля. Исследования проводились при амплитуде качки $22,5^\circ$ с периодом от 6 до 15 с. Они показали, что при напряжённости горизонтальной составляющей магнитного поля 9 мкТ, соответствующей 75° широты, погрешность составила $\pm 1,5^\circ$, а при напряжённости горизонтальной составляющей магнитного поля в 3 мкТ, соответствующей 85° широты, погрешность составила $\pm 2,5^\circ$. Таким образом, результаты стендовых испытаний позво-

ляют утверждать, что компас соответствует правилам регистра [2] и может эксплуатироваться в высоких широтах.

Авторы выражают большую благодарность д.т.н. Зиненко В.М. за оказанное содействие при формировании способа и технические консультации при его реализации в приборе, Молочникову А.А. за организацию работ по созданию прибора и Короленко И.В. за инженерные решения, заложенные в конструкцию прибора.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Международная конвенция по охране человеческой жизни на море 1974 года СОЛАС-74. С изменениями на 01.01.2016. docs.cntd.ru/document/901765675.
- [2] Правила по оборудованию морских судов. Часть V. Навигационное оборудование. Российский морской регистр судоходства. СПб., 2016.
- [3] Кардашинский-Брауде Л.А. Современные судовые магнитные компасы. СПб., 1999.
- [4] Правила штурманской службы №38. ГУНИО МО РФ, 2009.
- [5] Рыбалтовский Н.Ю. Магнитно-компасное дело. Л.: Государственное издательство водного транспорта, 1954.

Конструктивные и эксплуатационные особенности морской интегрированной малогабаритной системы навигации и стабилизации на волоконно-оптических гироскопах КАМА-НС-В*

А.В. Субботин, В.С. Ермаков, М.Б. Мафтер

Пермская научно-производственная приборостроительная компания
г. Пермь, ул. 25 Октября, 106
root@ppk.perm.ru

Аннотация — В данной статье рассмотрены конструктивные и эксплуатационные особенности, а также основные функции Морской интегрированной малогабаритной системы навигации и стабилизации (МИМСНиС) «КАМА-НС-В», построенной на бесплатформенном блоке чувствительных элементов с волоконно-оптическими гироскопами. Приведено описание основных режимов работы. Обосновывается методика испытаний на объекте, достоинством которой является возможность автономной проверки всех выходных параметров в условиях произвольного движения. Также приведены результаты объектовых испытаний в обсервационном и автономном режимах, включая запуски на широтах выше 70° N в условиях качки и произвольного движения объекта. Сделан анализ точности выработки навигационных и динамических параметров в сравнении с используемыми на флоте платформенными ИНС.

Ключевые слова — морская навигация, волоконно-оптический гироскоп, чувствительный элемент

I. ВВЕДЕНИЕ

Разработка и совершенствование морских БИНС, их конструкции, точностных и эксплуатационных характеристик, режимов работы и методов объектовых испытаний является актуальной задачей, способствующей повышению эффективности информационного обеспечения задач навигации, управления движением объекта и выработки данных для комплексов стабилизации антенн и астровизиров.

Предлагаемый доклад посвящен решению этих вопросов в МИМСНиС «КАМА-НС-В».

II. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

МИМСНиС «КАМА-НС-В» построена на бесплатформенном блоке чувствительных элементов с волоконно-оптическими гироскопами. Данная система выполняет функции информационного обеспечения задач навигации, управления движением объекта и выработки данных для комплексов стабилизации антенн и астровизиров.

Система вырабатывает и выдает потребителям следующие параметры:

- географические координаты места – широту φ и долготу λ ;
- курс географический в плоскости горизонта K ;
- угол бортовой качки θ , измеренный в плоскости шпангоута;
- угол килевой качки ψ , измеренный в диаметральной плоскости;
- угловые скорости качки Q' , ψ' и изменения курса K' ;
- две составляющие линейной скорости движения корабля относительно грунта в географической системе координат VN , VE ;
- три составляющие мгновенной скорости и перемещения корабля, вызванные качкой и орбитальным движением корабля в месте установки изделия в географической системе координат VN , VE , VZ , SN , SE , SZ ;
- полный угол наклона палубы: $\rho = \sqrt{\Psi^2 + \Theta^2}$.

Время готовности МИМСНиС не более 1 ч.

Время готовности к ускоренной выработке курса с погрешностью $\pm 1^\circ$ не более 30 мин.

Время готовности к ускоренной выработке динамических параметров – углов качек, угловых скоростей качки, изменения курса, а также составляющих мгновенной скорости и перемещения корабля, вызванных качкой и орбитальным движением: не более 3 мин.

Погрешности МИМСНиС «КАМА-НС-В» и ее более точной модификации «КАМА-НС-ВА» в выработке выходных параметров в условиях эксплуатации на объекте, в диапазонах широт до 85° представлены в табл. 1.

Таблица 1. Погрешности МИМСНиС «КАМА-НС-В» и «КАМА-НС-ВА»

Наименование параметра/пред. погр. (P=0,997)	«КАМА-НС-В»	«КАМА-НС-ВА»
Координаты места (широта и долгота), которые оцениваются в соответствии с формулой (1)* В обсервационном режиме, км В автономном режиме, км	0,03 5 за 5 ч.	0,03 5 за 6 ч.
Курс К, угл. мин	12	6 при ϕ до 70° от 6 до 12 при $\phi >$ от 70° до 85°
Углы качки Ψ , Θ , угл. мин	1,5	1
Составляющие линейной скорости V_N , V_E В обсервационном режиме, м/с В автономном режиме, м/с	0,2 0,4	0,2 0,4
Составляющие векторов мгновенных значений Скорости $\dot{V}_N$, $\dot{V}_E$, $\dot{V}_Z$, м/с Перемещения $\dot{S}_N$, $\dot{S}_E$, $\dot{S}_Z$, м	0,2 0,2	0,2 0,2
Угловые скорости качки и изменения курса $\dot{\Theta}$, $\dot{\Psi}$, $\dot{K}$, °/с	0,2	0,2
Полный угол наклона палубы ρ , угл. мин.	2	2

Ошибка координаты места (широты и долготы) оценивается следующей круговой погрешностью: $\Delta S = 1,852 \sqrt{\Delta \phi^2 + (\Delta \lambda \cdot \cos \phi)^2}$, (1)

где: ϕ – широта; λ – долгота.

III. ВНЕШНИЙ ВИД СИСТЕМЫ «КАМА-НС-В» И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ

Внешний вид базовой комплектации МИМСНиС «КАМА-НС-В» представлен на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид базовой комплектации МИМСНиС «КАМА-НС-В»

Основными приборами МИМСНиС являются:

- БЧЭ (блок чувствительных элементов), содержащий два инерциальных измерительных блока ИИБ-12.002 на установочной плите для выставки в диаметральной плоскости и плоскости контрольной площадки. Каждый блок ИИБ-12.002 содержит триаду волоконно-оптических гироскопов БВОГ 120\3 и триаду маятниковых акселерометров А15 и является источником инерциальной информации;
- БЭ-5 (блок электронный), служащий для преобразования и обработки исходной инерциальной и внешней информации (от лага и приемной аппаратуры спутниковой навигационной системы – ПАСНС), выработки выходной информации и номиналов вторичного питания;

ПАСНС), выработки выходной информации и номиналов вторичного питания;

- ПО-5 (пульт оператора), служащий для индикации и управления режимами работы и ввода-вывода информации.
- ББП1 (бесперебойный блок питания), обеспечивает преобразование бортового питания 220 в 50 Гц в постоянное напряжение 24 В для питания МИМСНиС и обеспечивает это питание от аккумуляторов в случае пропадания бортовой сети.

Электропитание МИМСНиС осуществляется от судовой сети переменного однофазового тока частотой (50±3) Гц напряжением (220±22) В.

Потребляемая мощность базовой комплектации МИМСНиС, включающая блок чувствительных элементов – БЧЭ, блок электронный – БЭ-5, пульт оператора ПО-5 и бесперебойный блок питания – ББП1 не более 150 Вт в пусковом и не более 100 Вт в рабочем режиме.

Масса и габаритные размеры приборов МИМСНиС приведены в табл. 2.

Таблица 2. МАССА И ГАБАРИТНЫЕ РАЗМЕРЫ ПРИБОРОВ МИМСНиС

Наименование прибора	Габаритные размеры, мм	Масса, кг
БЧЭ	342x358x275	15,0
БЭ-5	550x370x270	20,0
ПО-5	250x185x90	3,0
ББП1	345x286x190	25,0
Установочная плита	530x420x210	35,0

Основной конструктивной особенностью МИМСНиС является построение БЧЭ на базе двух инерциальных измерительных блоков ИИБ-12.002, на основе которых реализуются два независимых канала выработки выходной информации.

Отработан алгоритм взаимного контроля исправности и непрерывности выработки информации каналов, который при отказе основного канала производит автоматическое переключение выходной информации на резервный канал.

Реализация указанной схемы горячего резервирования позволила существенно увеличить время наработки на отказ и надежность обеспечения потребителей выходной информацией.

Важнейшей конструктивной особенностью, позволившей существенно повысить точность МИМСНиС, явилось создание трехкомпонентного блока ИИБ-12.002 объединившего три оптических модуля с диаметром 120 мм и длиной волокна 1 км единым комплектом энергетической и информационной электроники.

К настоящему времени выпущено 550 блоков ИИБ-12.002 для комплектования различных проектов морских и наземных навигационных систем.

Однако, несмотря на высокое серийное освоение, потенциальные возможности блока еще не исчерпаны и постоянная отработка технологических производственных процессов приводит к улучшению точностных характеристик, иллюстрируемых графиками на рис. 2.

На рис. 2 приведены графики вариации (девиации) Аллана, характеризующей зависимость среднеквадратической оценки (СКО) дрейфа БВОГ от времени осреднения.

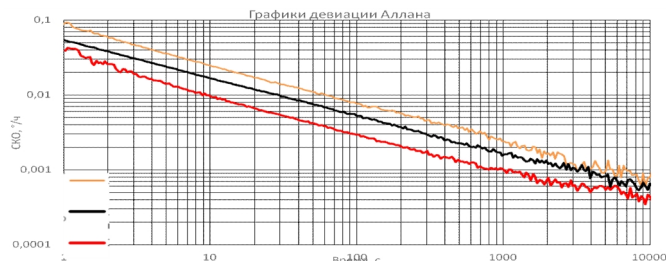


Рис. 2

Верхний график характеризует уровень точности образцов ИИБ-12.002 до 2018г., средний – уровень 2018 г. и нижний – прогнозируемый в 2019 г.

Важным решением при создании блока ИИБ-12.002 был принципиальный отказ от применения систем термостатирования и термостабилизации, введение которых приводит к усложнению конструкции и снижению эксплуатационных характеристик вследствие увеличения массогабаритных параметров и потребляемой мощности, снижения надежности и увеличения времени готовности.

Усилия разработчиков были сосредоточены на альтернативном решении задачи термокомпенсации – применении алгоритмических методов.

Графики на рис. 3 иллюстрируют эффективность алгоритмической термокомпенсации, где дрейф блока ИИБ-12.002 после компенсации практически не зависит от температуры.

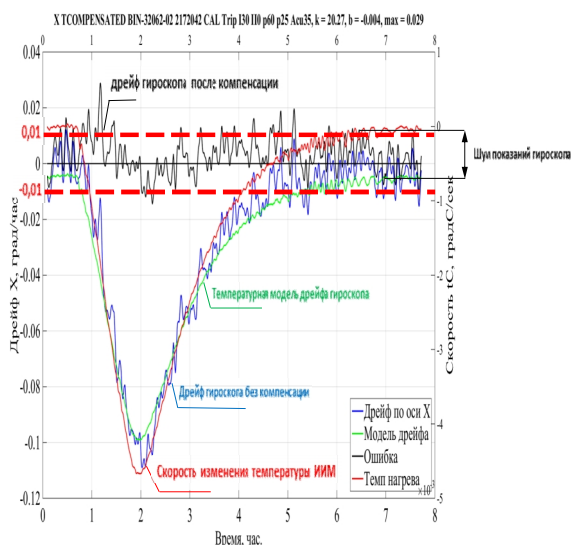


Рис. 3

Особенностью алгоритма МИМСНиС, структура задач которого использует теоретические результаты работ [1], [2] и [3], была его реализация в виде трех взаимосвязанных циклов:

- быстрый, синхронизированный частотой поступления информации от БЧЭ -100Гц;
- навигационный – с частотой 10 Гц, достаточной для учета динамики опорного аналитического трехгранника самых быстроходных морских объектов;
- коррекции, синхронизированный частотой поступления информации от средств внешней коррекции-лага и ПА СНС-1 Гц.

Указанная структура существенно снижает вычислительную нагрузку алгоритма.

IV. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОСОБЕННОСТИ И ФУНКЦИИ ПУЛЬТА ОПЕРАТОРА

Полезной для практического применения МИМСНиС на различных по назначению объектах эксплуатационной особенностью является возможность ее использования без аппаратной переделки приборов в следующих комплектациях:

- базовая – с возможностью ручного управлением от пульта оператора ПО5;
- автономная – без пульта оператора ПО5, с автоматическим управлением режимами запуска от программного таймера прибора БЭ5;
- комплексная – автономная комплектация, имеющая связи через интерфейсные разъемы с навигационным комплексом (НК), осуществляющим управление, коррекцию и контроль МИМСНиС;
- укороченная – без прибора ББП1, при наличии бортового питания по постоянному току 27 В.

Важной эксплуатационной особенностью МИМСНиС является введение в ее состав дистанционно управляемого бесперебойного блока питания ББП1, токовая нагрузка аккумуляторов которого способна обеспечить в случае отказа бортового питания нормальное функционирование базовой комплектации в течение 1,5-2 часов, а автономной или комплексной комплектаций – в течении 2-3 часов.

Переход от бортового питания на аккумуляторное и обратно осуществляется автоматически по мере пропадания и восстановления бортовой сети.

Указанная особенность при установке МИМСНиС на объектах с малым временем функционирования позволяет обеспечить ее запуск и работу без использования бортовой сети.

Функции управления и контроля блока ББП1 будут детализированы ниже при описании основных функций, реализуемых при эксплуатации пульта оператора ПО5, который может располагаться на расстоянии до 100 метров от остальных приборов МИМСНиС.

На рис. 4 представлено основное окно пульта оператора ПО-5, реализующее следующие функции:

- индикация основных выходных параметров (канал 1, канал 2, и их средневзвешенные значения), параметров ручной коррекции, а также текущие дату и время;
- индикацию и управление режимами работы: основной \ резервный; обсервационный \ автономный \ ручной \ числение \ база;
- индикацию невязок координат, скорости и круговой погрешности, вычисляемых по опорной информации ПА СНС;
- ручную коррекцию лага, течения, координат, оценки круговой погрешности места и коэффициента числения;
- индикацию отказов системы и источников внешней информации;
- включение оперативного документирования выходных параметров;
- переключение окон каналов, блока питания, технологических и справочных;
- блокирование работы сенсорных кнопок.



Рис. 4. Основное окно пульта оператора

На рис. 5 представлено окно пульта оператора, реализующее следующие функции контроля и управления блока питания:

- дистанционное включение питания обоих каналов МИМСНиС;
- индикацию и контроль режима работы (бортовая сеть \ аккумуляторы) и параметров питания (тока, напряжения и заряда аккумулятора) в аналоговой и цифровой форме;

- контроль отказа ББП1 и индикацию его причины – превышение номинала тока напряжения, неисправность канала связи;
- отключение звуковой сигнализации, возникающей при отказе основных компонент БИНС-БЧЭ, ПА СНС, лага, а также в момент переключения ее режимов работы;
- переключение окон каналов и блока питания;
- блокирование работы сенсорных кнопок.



Рис. 5. Окно блока питания пульта оператора

V. РЕЖИМЫ РАБОТЫ МИМСНиС

Основным режимом работы МИМСНиС является обсервационный, при котором опорная информация для фильтра Калмана поступает от внешней приемной аппаратуры спутниковой навигационной системы (ПА СНС) GPS/ GLONASS.

Обсервационный режим реализует коррекцию по информации ПА СНС, а автономный – по информации лага.

Переход из обсервационного режима в автономный и обратно осуществляется автоматически по мере отказа или восстановления информации ПА СНС.

МИМСНиС обеспечивает автоматический прием информации от лага и ПАСНС.

Информация от лага принимается:

- в коде стандарта IEC 1162-1 по интерфейсу RS-232/422/485 и протоколу NMEA 0183 в форматах VTG, VBW, VHW;
- в числоимпульсном коде (импульсы напряжения или замыкания контакта) со скоростью от 200 до 20000 импульсов на милю.

Информация от ПА СНС принимается в коде стандарта IEC 1162-1 по интерфейсу RS-232/422/485 и протоколу NMEA 0183 в формате RMC.

МИМСНиС выдает потребителям значения всех выходных параметров в цифровом коде в соответствии

с ГОСТ 26765.52 и по интерфейсу RS-422/232 в соответствии с протоколом IEC 11621-1.

VI. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ

Для оценки параметров МИМСНиС в непрерывном режиме при произвольном движении объекта ее испытания проводились на объекте, оснащённом высокоточным судовым навигационным комплексом (НК).

Методика оценки точности МИМСНиС заключалась в автоматической регистрации выходных параметров обоих каналов МИМСНиС и эталонных параметров от НК и одновременном определении и фиксации разностей соответствующих параметров.

Погрешностью параметра считалось максимальное значение соответствующей разности, зафиксированное за все время испытаний.

Достоинством методики является возможность автономной (без использования эталонных средств внешней информации – створов, береговых теодолитных постов, отдаленных маяков или ориентиров с известными координатами) проверки всех выходных параметров в условиях произвольного движения, а недостатком – влияние собственной погрешности эталонных средств.

VII. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МИМСНиС В ОБСЕРВАЦИОННОМ И АВТОНОМНОМ РЕЖИМАХ

Результаты испытаний МИМСНиС «КАМА-НС-В» в обсервационном и автономном режимах представлены в виде графиков на нижеприведенных рисунках.

На рис. 6 представлены графики погрешностей после запуска в море в процессе движения объекта в автономном режиме с последующим переходом в обсервационный режим.

На рис. 7. представлены графики погрешностей после запуска в море в процессе движения объекта в длительном автономном режиме.

На каждом рисунке первая группа графиков представляет погрешности первого канала:

- q1 – курса (град.);
- q2 – килевой качки (град.);
- q3 – бортовой качки (град.);
- q4 – восточной составляющей скорости (м\с);
- q5 – северной составляющей скорости (м\с);
- q6 – круговой погрешности хранения координат (м).

Вторая группа графиков представляет погрешности второго канала:

- q1 – курса (град.);
- q2 – килевой качки (град.);
- q3 – бортовой качки (град.);

- q4 – восточной составляющей скорости (м\с);
- q5 – круговой погрешности хранения координат (м).

По оси абсцисс – время в минутах.

Шумовая составляющая погрешностей связана с неодновременной в пределах интервала приема (0,02 сек.) регистрацией проверяемых и эталонных параметров в условиях динамики объекта.

Дополнительно были успешно проведены проверки запуска МИМСНиС в условиях качки и движения с маневрированием. Время готовности в зависимости от интенсивности движения и качки составило 0,7-2 часа.

Проверка сохранения работоспособности при отказе бортовой сети и питания от автономного блока ББП1 показала возможность автономного функционирования МИМСНиС в течении 1,7 часа, а в случае использования одного канала без прибора ПО5 – в течение 3,7 часа.

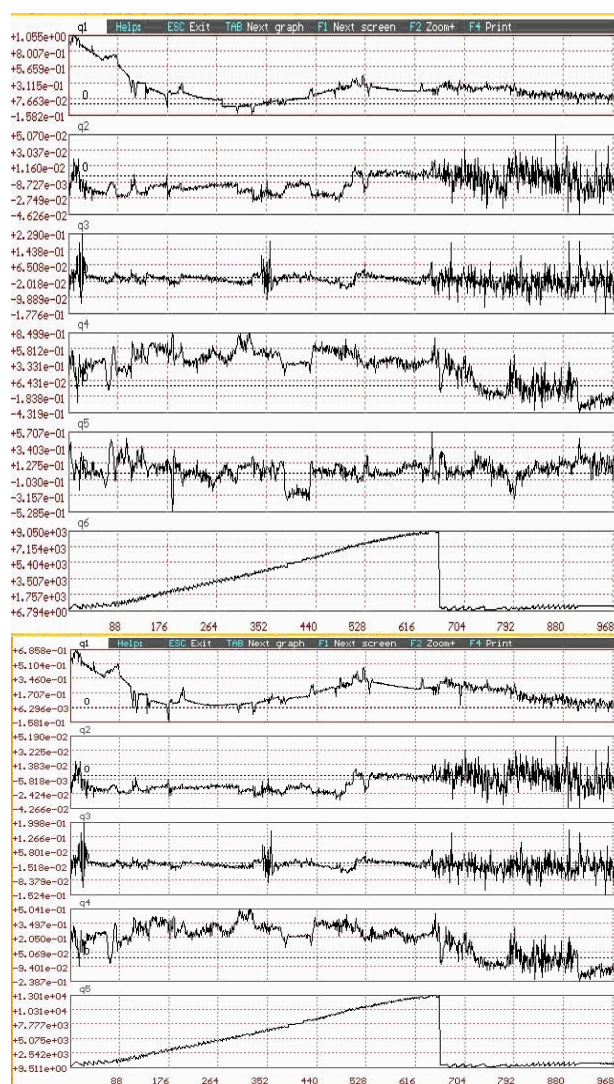


Рис. 6. Графики погрешностей после запуска в море в процессе движения объекта в автономном режиме с последующим переходом в обсервационный режим

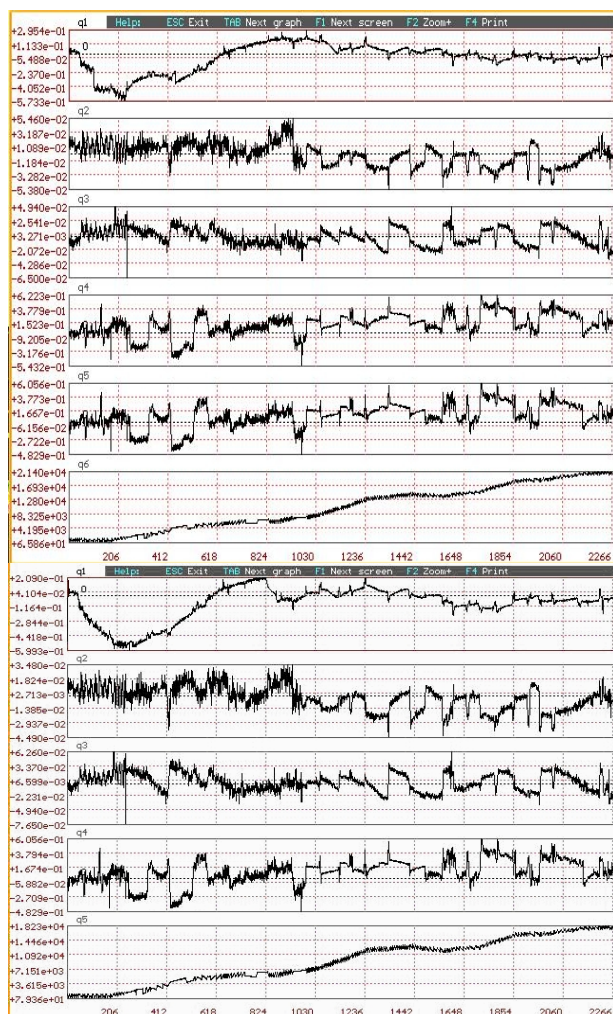


Рис. 7. Графики погрешностей после запуска в море в процессе движения объекта в длительном автономном режиме

Представленные на вышеприведенных графиках погрешности основных навигационных параметров бесплатформенной МИМСНиС – курса K , углов качки Q , ψ , составляющих скорости V_e , V_n , круговой погрешности dS – соответствуют требованиям табл. 1 и имеют такой же уровень, как и у применяемых на флоте отечественных платформенных ИНС – Пастильщик, Кама-НС, Ладога, Дельта.

Однако, вырабатываемая бесплатформенной МИМСНиС информация о динамических параметрах – угловой ориентации и угловых скоростях качки Q' , ψ' и изменения курса K' , составляющих мгновенной скорости и перемещения корабля, вызванных качкой и орбитальным движением корабля и вычисляемых с использованием информации об угловых скоростях, как будет показано ниже, имеет более высокую точность.

Информация об угловой ориентации и угловых скоростях вырабатывается в платформенных ИНС по сигналам датчиков углов, установленных по осям карданова подвеса платформы, а в бесплатформенных ИНС – по сигналам инерциальных датчиков – волоконных, лазерных, микро-механических гироскопов.

В сравнении с БИНС погрешность выработки информации об угловой ориентации в платформенных ИНС дополнительно определяется нестабильностью систематической составляющей ошибки датчиков углов, а ее шумовая составляющая – дискретностью аналого-цифрового преобразователя датчика угла.

Полученные на практике значения нестабильности систематической составляющей ошибки современных датчиков углов, зависящей от положения, температуры, уровня электромагнитных воздействий и времени, приведены в табл. 3.

ТАБЛИЦА 3. НЕСТАБИЛЬНОСТИ СИСТЕМАТИЧЕСКОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ОШИБКИ СОВРЕМЕННЫХ ДАТЧИКОВ УГЛОВ

Датчик	ВТ 5	ВТ 71	ВТ 100	ПД 10	СКТД 6460
Погр. угл. сек.	40	20	10	10	15

Таким образом погрешность выработки угловой информации из-за ошибки датчиков углов в платформенных системах составляет 10-40 угловых секунд.

Дискретность современных 16-разрядных аналого-цифровых преобразователей составляет в зависимости от диапазона 10-20 угл. сек.

Погрешность информации об угловой скорости, вырабатываемой в платформенных ИНС путем численного дифференцирования сигнала датчиков углов, определяется дискретностью аналого-цифрового преобразователя и при частоте выработки 100 Гц имеет уровень шума 0,7 град/сек.

На рис. 8, 9 представлены графики сигнала ВОГ (град./час), используемого в МИМСНиС и снятого с частотой выработки информации – 100 Гц, и интеграла от сигнала ВОГ (рад.), характеризующие уровень шумовых составляющих погрешностей в выходной информации БИНС об угловых скоростях и углах ориентации.

В соответствии с графиками максимальный уровень шумов сигналов угловой скорости составляет 0,15 град./сек (700 град./час), а углов – 0,7 угл. сек. ($3\pi \cdot 10^{-6}$ рад.), что в сравнении с аналогичными погрешностями платформенных систем – 0,7 град/сек и 10-40 угловых секунд – обеспечивает на порядок большую точность выработки динамических параметров в БИНС по сравнению с платформенными системами.



Рис. 8. Сигнал ВОГ



Рис. 9. Интеграл сигнала ВОГ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенные технические и эксплуатационные характеристики, а также многолетний опыт эксплуатации на

десятках судов, позволяет сделать вывод о том, что МИМСНиС «КАМА-НС-В» может быть использована в качестве основного источника информационного обеспечения задач навигации и управления движением, а также стабилизации антенн и астровизиров для широкого класса судов и подводных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ишлинский А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. М.: Наука, 1976.
- [2] Анучин О.Н., Емельянцева Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. СПб., 1999. 357 с.
- [3] Мафтер М.Б. Выбор алгоритма бескарданного лазерного гиригоризонткомпаса // Вопросы кораблестроения. Серия «Навигация и Гироскопия». 1985. Вып. 6. С. 3–12.

Методика калибровки рассинхронизации гироскопических трактов БИНС*

Александр Козлов, Фёдор Капралов

Лаб. управления и навигации,

МГУ им. М.В. Ломоносова

Москва, Россия

a.kozlov@navlab.ru, fedorkapralov@yandex.ru

Александр Фомичев

Московский институт электромеханики и автоматики

Москва, Россия

a.fomichev@aomiea.ru

Аннотация — Рассматривается метод калибровки рассинхронизации гироскопических трактов инерциального измерительного блока навигационного класса. Метод основан на том, что специальные гармонические колебания, которым подвергается система, вызывают предсказуемый рост ошибки ориентации, связанный с рассинхронизацией. Оценки параметров этой рассинхронизации получаются таким образом, чтобы исключить влияние на них остаточных ошибок калибровки и других инструментальных погрешностей. Кроме параметров колебаний, для реализации метода требуется только стандартный навигационный выход инерциального блока. Результаты обработки экспериментальных данных демонстрируют практическую пригодность метода.

Ключевые слова — инерциальная навигация, гироскопы, рассинхронизация, калибровка

I. ВВЕДЕНИЕ

Инерциальные навигационные системы (ИНС) основаны на интегрировании классических уравнений движения твёрдого тела, которые включают в себя динамическую и кинематическую часть. Вторая из них необходима для определения ориентации и использует показания гироскопов, измеряющих компоненты вектора абсолютной угловой скорости системы. Определение ориентации является критически важной частью навигационного алгоритма, так как вычисленные параметры ориентации используются для совмещения в одной системе координат измеряемого ньютонометрами вектора удельной силы (кажущегося ускорения) и гравитационного ускорения. Ошибки определения ориентации могут существенно исказить проекции гравитационного ускорения и привести к росту не только ошибки ориентации, но и позиционного решения.

В уравнениях движения все три компоненты угловой скорости должны относиться к одному моменту времени. При разработке ИНС этому уделяется большое внимание. Тем не менее, на стыке аппаратной и программной части могут возникать различные тонкости. Диспетчеризация вычислительных процессов, последовательность опроса регистров измерительных данных, фильтрация, вносящая фазовые задержки, предварительные вычисления с измерениями и просто малозначительные ошибки в программном коде могут приводить к постоянному рассогласованию гироскопических измерений во времени. Исходя из опыта авторов, большинству инженеров-разработчиков это известно, однако необходимый уровень точности синхро-

низации гироскопических каналов часто недооценивается. Задержки во времени в пределах «небольшой» доли такта интегрирования обычно кажутся вполне приемлемыми из общих соображений. Между тем, можно непосредственно проверить, что рассинхронизация на уровне первых микросекунд может вызывать заметные ошибки навигационного решения при вполне возможных движениях ИНС, скажем в виброиспытаниях или при качке на поверхности воды. Некоторые примеры иллюстрируют это в следующем разделе.

Несмотря на то, что в высокоточных серийных системах описанные эффекты скорее всего устранены, очень мало публикаций [1–2] посвящено их калибровке.

II. ВЛИЯНИЕ РАССИНХРОНИЗАЦИИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ КАНАЛОВ НА НАВИГАЦИОННОЕ РЕШЕНИЕ

В этом разделе демонстрируется, что рассогласование гироскопических трактов всего на 10 микросекунд может внести заметную ошибку в позиционное решение. Величина в 10 мксек используется в качестве точки отсчёта: при изменении задержки ошибка навигации изменяется пропорционально, а эффекты от рассинхронизации каждого канала суммируются. Заметим, что выбранная величина составляет крайне малую часть (доли процента) шага интегрирования при съёме измерений с частотой, например, 200 Гц, а значит, иногда может несправедливо считаться допустимой. Рассматриваются два типа движений, в которых рассинхронизация гироскопических трактов существенно влияет на навигационное решение: виброиспытания и качка объекта-носителя, например судна или гидросамолёта, на волнах. Оба типа движения включают нестационарные асинхронные колебания измерительного блока, не привязанные к какой-либо физической оси.

A. Виброиспытания

В данном разделе в качестве опорного движения измерительного блока послужили реальные виброиспытания. Авиационная ИНС подвергалась вибрациям вдоль каждой из приборных осей с амплитудой примерно 1–2 мм и пиком спектральной плотности на частоте 10 Гц. Из-за гибкости амортизирующей системы ИНС и различных угловых рассогласований одноосное воздействие в экспериментах такого типа приводит к возбуждению заметных колебаний по всем шести измерительным каналам, включая гироскопические.

Измерения инерциальных датчиков, записанные с частотой 400 Гц, подавались на вход стандартного навигационного алгоритма как в неизменном виде, так и с имитацией рассинхронизации для каждого из гироскопических трактов. В этом случае разница навигационных решений демонстрирует влияние задержек в гироскопических каналах. Как показано на рис. 1, величина круговой ошибки достигает свыше 300 метров в некоторых экспериментах. Из настоящего исследования также следует, что ошибка может быть намного больше, если колебания в эксперименте будут не случайными, а стационарными гармоническими специального вида.

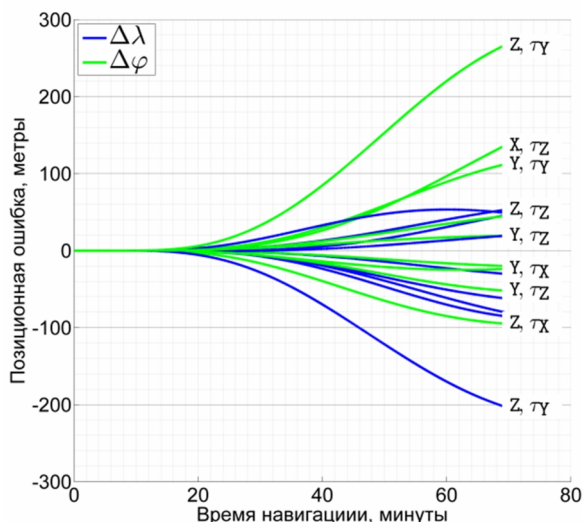


Рис. 1. Рост навигационной ошибки из-за смоделированного запаздывания величиной $\tau = 10$ мксек в каждой из компонент измерений гироскопов в реальном виброиспытании. Подписи графиков указывают оси, вдоль которых осуществлялось воздействие (X, Y, Z), и вносимое рассогласование во времени для каждого из гироскопических трактов (τ_x , τ_y , τ_z). Во избежание перекрытия некоторые графики оставлены без подписей

В. Качка на волнах

Второй тип движения, для которого исследовалось влияние рассинхронизации гироскопических каналов, возникает при эксплуатации объекта-носителя на воде. Качка представляет из себя широкополосные случайные колебания с частотами до нескольких Герц и амплитудой до 10 градусов для малых судов. Такой тип траекторий моделировался путём имитации гладких волнообразных движений для трёх вершин жёсткой рамы с виртуальной ИНС на ней, которая таким образом испытывала качку.

Аналогично предыдущему разделу, данные инерциальных датчиков, в этом случае смоделированные, прошли обработку навигационным алгоритмом как с введением рассинхронизации, так и без него. Разница между навигационными решениями достигала сотни метров (см. рис. 2). Следует отметить, что наличие рассинхронизации в двух гироскопических каналах может как сократить, так и удвоить позиционную ошибку. Таким образом, можно заключить, что рассинхронизация двух гироскопических трактов всего лишь вдвое большей величины, чем использованная в моделировании, может приводить к позиционной ошибке до 400 метров и вряд ли может быть проигнорирована.

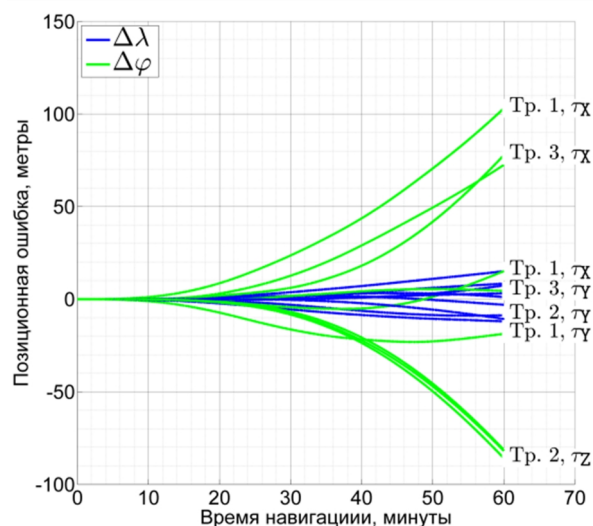


Рис. 2. Навигационные ошибки, вызванные смоделированным запаздыванием величиной $\tau = 10$ мксек для каждой из компонент измерений гироскопов для случая качки на волнах. Подписи графиков указывают номер модельной траектории (Тр. 1, Тр. 2, и т.д.), и канал, в котором моделируется запаздывание (τ_x , τ_y , τ_z). Во избежание перекрытия некоторые графики оставлены без подписей

III. ТИПЫ КАЛИБРОВОЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Несмотря на то, что рассинхронизация гироскопических трактов вносит заметную ошибку в навигационное решение, её калибровка оказывается нетривиальной задачей. Во-первых, она практически не поддаётся прямому измерению. Поскольку проверке подлежит не физический сигнал, а измерительная информация, попадающая в алгоритм счисления ориентации, проблема не ограничивается синхронизацией на аппаратном уровне.

Вторая причина связана со сложностью движений, в которых проявляется рассинхронизация. Они включают вращение вокруг более, чем одной приборной оси, а потому многие другие источники ошибок также могут вносить вклад в решение. Остаточные погрешности калибровки при этом вносят навигационные ошибки, сравнимые по величине с полученными в предыдущем разделе.

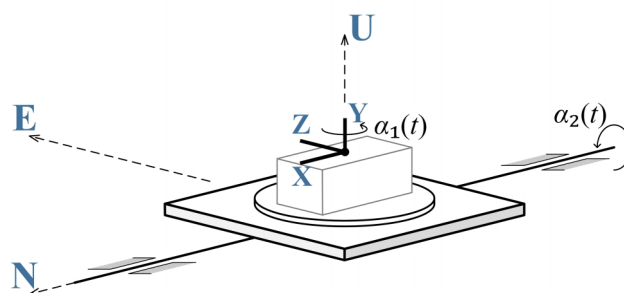


Рис. 3. Типичная кинематическая схема поворотного стенда и соответствующие обозначения. Оси E, N и U соответствуют направлениям на восток, север и вверх. Приборные оси ИНС обозначены X, Y и Z. Внутренняя ось вращения стенда с точностью до инструментальных погрешностей совпадает с приборной осью Y, а внешняя горизонтальна и направлена на север. Углы поворота вокруг них обозначены $\alpha_1(t)$ и $\alpha_2(t)$ соответственно. Изображённое положение ИНС соответствует $\alpha_1 = 0$, $\alpha_2 = 0$

Тем не менее, можно предложить достаточно простой способ калибровки рассинхронизации гироскопических трактов. Предполагается наличие поворотного стенда с возможностью создания гармонических колебаний по двум осям вращения. На рис. 3 представлена типичная кинематическая схема стенда и соответствующие обозначения.

Инерциальная навигационная система установлена на поворотный стенд и работает в режиме навигации. После начальной выставки она подвергается вращениям, а полученное навигационное решение регистрируется. Игнорируя на данном этапе прочие инструментальные ошибки, предположим, что измеренные компоненты абсолютной угловой скорости ИНС $\omega'_i, i \in \{X, Y, Z\}$ имеют малое расхождение по времени, так что:

$$\begin{bmatrix} \omega'_X \\ \omega'_Y \\ \omega'_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_X(t) \\ \omega_Y(t - \tau_Y) \\ \omega_Z(t - \tau_Z) \end{bmatrix},$$

где τ_Y, τ_Z – задержки в измерениях гироскопов Y и Z соответственно относительно канала X. При достаточно малых запаздываниях и угловых ускорениях, для гироскопов Y и Z выполнено приближение:

$$\omega'_i \approx \omega_i - \tau_i \frac{d}{dt} \omega_i. \quad (1)$$

Истинная матрица L перехода от географического трёхгранника к приборному выражается через углы поворота внутренней и внешней осей поворотного стенда α_1 и α_2 соответственно следующим образом:

$$L = \begin{bmatrix} -\sin \alpha_1 \cos \alpha_2 & \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \sin \alpha_2 \\ \sin \alpha_2 & 0 & \cos \alpha_2 \\ \cos \alpha_1 \cos \alpha_2 & \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \sin \alpha_2 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Далее выводятся калибровочные соотношения для двух типов экспериментов. Первый тип проще как в проведении, так и в интерпретации. Второй является более сложным запасным вариантом.

A. Колебания вокруг одной оси

В данном разделе угол поворота вокруг внутренней оси остаётся постоянным, в то время как внешняя совершает гармонические колебания, так что:

$$\alpha_1(t) \equiv \alpha_0, \quad \alpha_2(t) = A \sin \frac{2\pi t}{T}, \quad \Omega = \frac{d}{dt} \alpha_2, \quad (3)$$

где A и T означают соответственно амплитуду и период гармонических колебаний, а Ω – угловая скорость ИНС относительно Земли. Тогда истинная абсолютная угловая скорость в приборных осях имеет вид:

$$\begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} = L(t) \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \Omega(t) \\ 0 \end{bmatrix} + u \begin{bmatrix} \cos \varphi \\ \sin \varphi \\ 0 \end{bmatrix} \right), \quad (4)$$

где u – угловая скорость вращения Земли, а φ – местная широта. Объединение и подстановка (1)–(3) в (4) с переходом в географические оси даёт для дрейфа ориентации v следующие выражения:

$$\begin{bmatrix} v_E \\ v_N \\ v_U \end{bmatrix} = -\tau_Z \times \frac{4\pi^2}{T^2} A \sin \frac{2\pi t}{T} \sin \alpha_0 \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cos(A \sin 2\pi t/T) \\ \sin \alpha_0 \\ \cos \alpha_0 \sin(A \sin 2\pi t/T) \end{bmatrix},$$

где слагаемыми, связанными с вращением Земли можно пренебречь в предположениях:

$$u \ll |\Omega| \leq 100^\circ/\text{сек}, \quad |\tau_Z| \leq 100 \mu\text{сек}, \quad |\omega_Y| \approx 0.$$

Считается также, что любые дрейфы в пределах $0.01^\circ/\text{ч}$ лежат на границе стабильности показаний инерциальных датчиков и точности измерений. Из выражений выше следует, что рассинхронизация измерений гироскопов X и Z приведёт к среднему дрейфу вокруг вертикали:

$$\langle v_U \rangle = -\tau_Z \times \frac{4\pi^2}{T^2} A \cdot J_1(A) \cdot \sin \alpha_0 \cos \alpha_0, \quad (5)$$

где $J_1(A)$ – функция Бесселя первого рода, а $\langle \dots \rangle$ означает осреднение величины в угловых скобках по периоду колебаний. Например, при $\alpha_0 = 45^\circ$, задержка всего в 1 мсек при колебаниях с амплитудой 90° и периодом 5 сек неожиданно приводит к заметному дрейфу $0.145^\circ/\text{ч}$ который может быть легко измерен.

Любой эксперимент указанного типа в рассматриваемой задаче можно описать одним коэффициентом $k(\alpha_0, A, T)$ в (5), который связывает наблюдаемый вертикальный дрейф на единицу времени рассинхронизации измерений гироскопов Z и X. В табл. 1 приведены некоторые значения этого коэффициента при наилучшем значении α_0 равном 45° .

ТАБЛИЦА I. Коэффициенты между дрейфом и задержкой

Параметры эксперимента				$k(\alpha_0, A, T)$, [°/ч]/мсек
Амплитуда A , градусы	Период T , сек	Угол α_0 , градусы	Макс. скорость, °/сек	
90	5	45	120	0.145
90	10	45	60	0.036
60	10	45	40	0.019
6	1	45	40	0.022
2	0.5	45	25	0.01

Для малых амплитуд A функция Бесселя имеет линейное разложение вида $J_1(A) \approx A/2 + O(A^3)$, поэтому для вибрационных колебаний имеет место приближение:

$$\langle v_U \rangle \approx -\tau_Z \times \frac{\pi^2 A^2}{T^2} \sin 2\alpha_0.$$

Для выделения вертикального дрейфа используется навигационное решение ИНС, например углы истинного курса ψ' , тангажа θ' и крена γ' . Предполагая, что азимутальная ошибка β_U мала, её оценка имеет вид:

$$\beta_U = -C_{21} + \Delta\lambda \sin \varphi, \quad C = B^T L',$$

где матрица L' вычисляется по углам ψ' , θ' и γ' , $\Delta\lambda$ является ошибкой долготы, а матрица B соответствует повороту вокруг внутренней оси станда:

$$B = \begin{bmatrix} -\sin \alpha_0 & \cos \alpha_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \cos \alpha_0 & \sin \alpha_0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Оценка азимутального дрейфа далее находится как скорость изменения β_U по полиномиальной аппроксимации, либо просто как отношение изменения β_U к времени колебаний, если его поведение близко к линейному. Это даёт оценку запаздывания:

$$\tau_Z = \frac{\langle v_U \rangle}{k(\alpha_0, A, T)}, \quad k(\alpha_0, A, T) = -\frac{2\pi^2 A \cdot J_1(A)}{T^2} \sin 2\alpha_0.$$

Для оценки запаздывания между другой парой измерений гироскопов необходимо соответствующим образом переустановить систему на стенде. Все соотношения при этом сохраняются с точностью до перестановки приборных осей.

В. Колебания вокруг двух осей

Здесь приводятся выражения для наблюдаемого дрейфа в географических осях в случае, когда оба параметра τ_Y и τ_Z должны быть определены без переустановки ИНС на стенде, как указано выше. Это оказывается сложным без предъявления жёстких требований либо по синхронизации данных от ИНС и поворотного станда, либо по точности отработки вращений стандом. Тем не менее, один из возможных путей решения задачи был найден. Он предполагает гармонические колебания вокруг обеих осей поворотного станда одновременно:

$$\alpha_1(t) \equiv A_1 \sin \frac{2\pi t}{T_1}, \quad \alpha_2(t) = A_2 \sin \left(\frac{2\pi t}{T_2} + \delta \right). \quad (7)$$

Как и ранее, подставляя (7) в (2), выразим средний дрейф ориентации в географических осях, используя (1). Из-за значительного объёма выкладок здесь не приводится полный вывод соотношений, но окончательный результат имеет вид:

$$\begin{bmatrix} \langle v_E \rangle \\ \langle v_N \rangle \\ \langle v_U \rangle \end{bmatrix} = -4\pi^2 \begin{bmatrix} \tau_Y \frac{A_1}{T_1^2} a_E + \tau_Z \left(\frac{A_2}{T_2^2} b_E - \frac{A_1 A_2}{T_1 T_2} c_E \right) \\ \tau_Z \left(\frac{A_2}{T_2^2} d_N - \frac{A_1 A_2}{T_1 T_2} e_N \right) \\ \tau_Y \frac{A_1}{T_1^2} a_U - \tau_Z \left(\frac{A_2}{T_2^2} b_U - \frac{A_1 A_2}{T_1 T_2} c_U \right) \end{bmatrix},$$

где осреднение имеет смысл только по общему периоду для T_1 и T_2 при его наличии, что означает, что отношение периодов T_1/T_2 должно быть рациональным. Коэффициенты $a_E, b_E, c_E, d_N, e_N, a_U, b_U$ и c_U являются средними от сложных тригонометрических функций и зависят от параметров эксперимента A_1, A_2, T_1, T_2 и δ . Некоторые из них могут быть выражены через функции Бесселя. Примеры возможных комбинаций экспериментов, обеспечивающих наблюдаемость обеих задержек τ_Y и τ_Z приведены в табл. 2.

ТАБЛИЦА II. ПРИМЕР СООТНОШЕНИЙ ДЛЯ ДВУХОСНЫХ КОЛЕБАНИЙ

Параметры эксперимента				Приближённые соотношения между наблюдаемым дрейфом (°/ч) и запаздываниями (мксек)
A_1 , градусы	T_1 , сек	A_2 , градусы	T_2 , сек	
90	5	90	5	$v_E \approx -0.274 \cdot \tau_Y + 0.162 \cdot \tau_Z$
90	10	90	5	$v_N \approx -0.062 \cdot \tau_Z$
90	10	90	10	$v_E \approx -0.069 \cdot \tau_Y + 0.041 \cdot \tau_Z$
90	20	90	10	$v_N \approx -0.016 \cdot \tau_Z$

В табл. 2 фазовое рассогласование δ принято нулевым и может игнорироваться, если оно мало. Из приведённых выражений следует, что по измерениям дрейфа ориентации в указанных экспериментах могут быть получены оценки рассогласования измерений во времени для обоих гироскопов Y и Z .

IV. УСТРАНЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ОШИБОК

Выражения в предыдущем разделе выведены в предположении об отсутствии каких-либо инструментальных ошибок помимо рассинхронизации гироскопических каналов. Поскольку никакой реальный эксперимент не может соответствовать такому предположению, необходим способ устранения влияния хотя бы наиболее существенных инструментальных погрешностей. Были рассмотрены следующие их типы:

- отклонение внешней оси вращения станда от горизонтальной плоскости;
- ошибка привязки внешней оси в азимуте;
- рассогласование приборной системы координат ИНС и системы координат план-шайбы;
- систематическое смещение нулевых сигналов инерциальных датчиков;
- ошибки их масштабных коэффициентов;
- перекосы осей чувствительности датчиков.

Все погрешности предполагались малыми, так чтобы соответствующие линейные приближения имели достаточную точность. Было показано аналитически и проверено численным моделированием, что вклад перечисленных инструментальных ошибок в дрейф ориентации либо пренебрежимо мал, либо не зависит от периода колебаний. На рис. 4 для примера показаны результаты численного моделирования при наличии погрешности масштабного коэффициента гироскопа Y . Азимутальный дрейф при моделировании оценивался так, как описано выше. Приведённый факт позволяет

исключить влияние рассмотренных инструментальных погрешностей. Вместо измерений, полученных в одном эксперименте, следует использовать разности измерений, полученных в экспериментах с разными периодами колебаний.

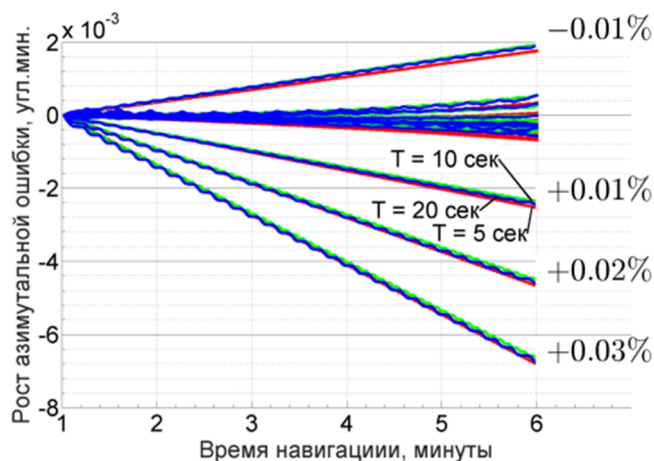


Рис. 4. Примеры роста азимутальной ошибки при наличии погрешности масштабного коэффициента гироскопа γ при различных параметрах гармонических колебаний. При изменении периода колебаний при прочих равных скорость накопления азимутальной ошибки не изменяется. Подписи к графикам справа показывают моделируемую величину погрешности масштабного коэффициента. Во избежание перекрытия некоторые графики оставлены без подписей

Тогда вместо (5) для оценки задержек следует использовать выражение:

$$\langle v_U \rangle_{T_1} - \langle v_U \rangle_{T_2} = -\tau_Z \times 2\pi^2 A \cdot J_1(A) \cdot \sin 2\alpha_0 \left(\frac{1}{T_1^2} - \frac{1}{T_2^2} \right),$$

с различными значениями T_1 и T_2 . В таких разностях вклад инструментальных погрешностей сокращается.

V. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Приведём экспериментальные результаты для двух систем на базе кольцевых лазерных гироскопов. В первом случае экспериментально подтверждается, что рассинхронизация измерений гироскопов допустима и находится в пределах нескольких микросекунд. Во втором случае величина рассинхронизации оказывается неприемлемой и подлежит аппаратной коррективке.

Во всех случаях амплитуда колебаний составляла 90° , с α_0 равным $\pm 45^\circ$ и периодами 5, 10, 16 и 50 секунд. На рис. 5 показаны примеры обработки данных. Из оценок азимутального дрейфа в двух верхних экспериментах формула выше даёт приемлемую величину:

$$\tau_Z \approx \frac{-(-0.008 - 0.012) [^\circ/\text{ч}] / 3600 [\text{сек}]}{90^\circ \cdot 2\pi^2 J_1\left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \sin 2\frac{\pi}{4} \cdot \left(\frac{1}{16^2} - \frac{1}{50^2}\right) [\text{сек}^{-2}]} \approx 1.6 \text{ мксек.}$$

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Метод калибровки рассинхронизации измерений гироскопов инерциальной навигационной системы показал свою пригодность в реальных экспериментах. Он позволя-

ет определить величину рассинхронизации гироскопических трактов на уровне первых микросекунд.

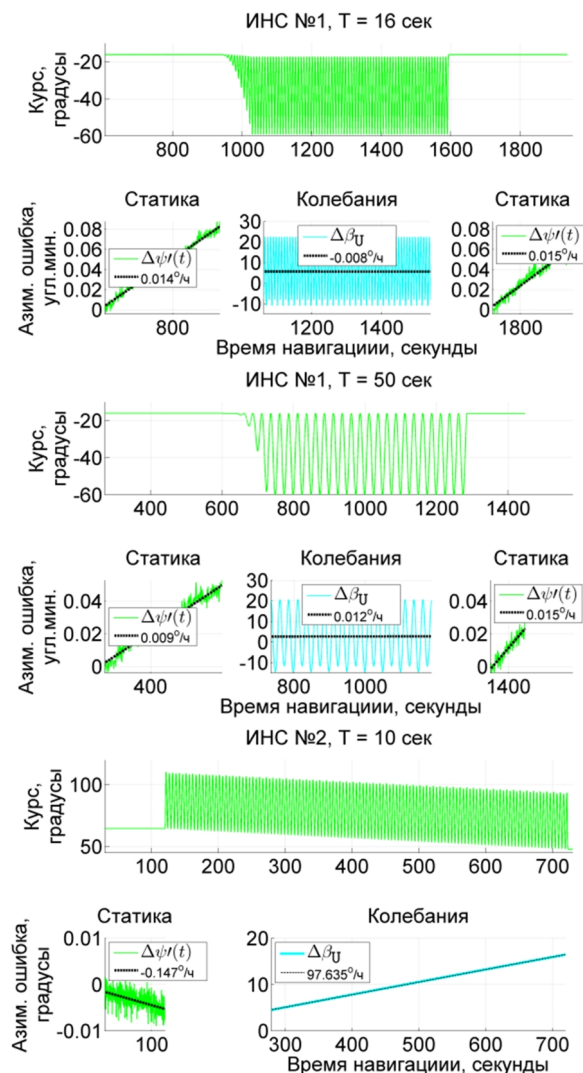


Рис. 5. Примеры обработки экспериментальных данных. Пунктирными линиями даны линейные аппроксимации. Оценки скорости дрейфов даны в подписях к графикам. Для ИНС №1 (два верхних блока) азимутальный дрейф оказывается допустимым, менее $0.02^\circ/\text{ч}$, хотя и различается в статике и колебаниях с периодами 16 и 50 сек (см. нижние ряды графиков). Для ИНС №2 (нижний блок) дрейф оказывается значительно выше допустимого, около $100^\circ/\text{ч}$, несмотря на сравнительно низкий уровень в статике ($0.15^\circ/\text{ч}$), что означает значительную рассинхронизацию гироскопических трактов. Никакие потенциальные остаточные погрешности калибровки не могут приводить к дрейфу подобного уровня

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Богданов О.Н., Фомичёв А.В. О влиянии задержек в трактах датчиков угловой скорости на точность навигационного решения бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Гироскопия и навигация. 2018. №2. С. 15–28. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.2.015-028.
- [2] Климович Б.В., Толочко А.М. Определение запаздываний в измерительных каналах при калибровке БИНС в инерциальном режиме // Гироскопия и навигация. 2015. №2. С. 55–66. DOI 10.17285/0869-7035.2015.23.4.055-066.

Повышение точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы за счет управляемого прецессионного движения*

А.А. Федотов, С. Ю. Перепелкина

АО «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова»

г. Екатеринбург, Россия

avt@npoa.ru

Аннотация — Исследован объект с ограничением по вращению относительно одной из своих осей. Рассмотрена модель углового движения объекта с регулярной прецессией, ось которой направлена вдоль оси с ограниченной возможностью вращения. Показана возможность автономной оценки точностных характеристик соответствующего углоизмерительного канала блока чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы объекта за счет организации управляемого прецессионного движения относительно двух свободных от ограничений осей объекта. Проведено оценивание параметров управляемого прецессионного движения по амплитуде и частоте исходя из приемлемого уровня методической погрешности алгоритмов БИНС по угловому положению. Рассмотрено влияние амплитудной составляющей инструментальной погрешности на точность оценки характеристик углоизмерительного канала с ограничением по вращению.

Ключевые слова — *точность инерциальной навигации, бесплатформенная инерциальная навигационная система, блок чувствительных элементов, управляемое прецессионное движение*

I. ВВЕДЕНИЕ

Мировая тенденция развития навигационных систем свидетельствует о постепенном отказе от платформенных систем в пользу бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) как основы для автономного получения параметров инерциальной навигации. Наряду с этим следует отметить и весьма успешный опыт эксплуатации (на примере ряда разработок АО «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова») высокоточных инерциальных навигационных систем, построенных на платформенной основе. Существуют также гибридные системы (например, БИНС на стабилизированной оси вращения), сочетающие в себе принципы действия платформенных и бесплатформенных навигационных систем, которые нашли в настоящее время свою специфическую область применения.

Парирование ошибок БИНС является крайне важным вопросом при разработке навигационных систем, имеющих в том числе автономный (не поддерживаемый внешними средствами коррекции) режим эксплуатации. Имеющиеся при этом ограничения на развороты блока чувствительных элементов (БЧЭ) БИНС, жестко прикрепленного к корпусу

объекта, не позволяют полноценно уточнить точностные характеристики БИНС в составе объекта в отличие, например, от успешно решенной аналогичной задачи для платформенных систем путем классической наземной тарировки в составе объекта.

Существует достаточно много публикаций, посвященных вопросам повышения точности БИНС в составе объекта. Так, для наземных условий при наличии ограничений на развороты объекта отметим статью [1], в которой анализируется предстартовый подъем (вертикализация) летательного аппарата. Для полетных условий отметим статью [2], где рассматриваются эволюции самолета на крейсерских (установившихся) участках полета.

В настоящей работе для некоторого объекта, характеризующегося ограничением по вращению относительно одной из своих осей, показана возможность получения точностных оценок соответствующего углоизмерительного канала БЧЭ БИНС путем задания управляемого прецессионного движения. Прецессионное движение организовано за счет вращения относительно двух других осей объекта, перпендикулярных к указанной оси и свободных от ограничений по вращению. В качестве прототипов можно рассматривать речные/морские суда с качкой относительно продольной и поперечной осей, автомобили с управляемой подвеской, а также летательные аппараты, движущиеся по «спирали» с качанием по крену и тангажу [2].

II. ОПИСАНИЕ ПРЕЦЕССИОННОГО ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА

Как правило, БЧЭ БИНС жестко крепится к корпусу объекта. В условиях наличия разного рода ограничений на движение объекта это приводит к тому, что полезный сигнал в проекциях на отдельные измерительные оси БЧЭ БИНС может слабо меняться на тестовых (контрольных) участках траектории. Указанное обстоятельство не позволяет полноценно оценить точностные характеристики БИНС ни автономно, ни с использованием информации внешних средств коррекции. Одним из способов решения данного вопроса может являться использование специального (в рамках действующих ограничений) управляемого движения объекта.

Рассмотрим объект с установленным на нем трехканальным БЧЭ БИНС. Для простоты рассуждений предпо-

ложим, что оси, связанные с каждым измерительным каналом, в совокупности образуют правую прямоугольную систему координат, связанную с БЧЭ БИНС (далее – связанную систему координат). Схематично объект исследования представлен на рис. 1 в виде некоторой площадки на опорах с двумя степенями свободы. Считаем, что указанная площадка не может вращаться вокруг вертикальной оси Y , при этом возможны ее повороты, задаваемые отклонением соответствующего вектора нормали от вертикальной оси Y на некоторый ограниченный угол ε .

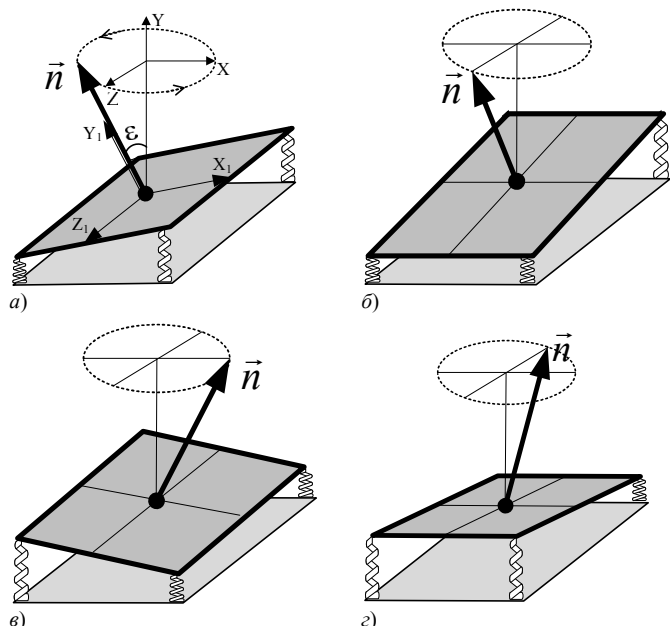


Рис. 1. Прецессионное движение исследуемого объекта в условиях наличия ограничений по вращению относительно вертикальной оси

В описанной ситуации использование плоских вращений объекта не позволяет оценить характеристики углоизмерительного канала БЧЭ БИНС, расположенного вдоль оси Y_1 связанной системы координат $X_1Y_1Z_1$, ввиду отсутствия проекции полезного сигнала на указанную ось. С другой стороны, реализовать ненулевую проекцию полезного сигнала на ось Y_1 возможно путем организации прецессионного движения за счет вращения относительно осей X_1 и Z_1 с осью прецессии, направленной вдоль вертикальной оси Y .

Введем модель углового движения с регулярной прецессией [3] по вертикальной оси Y , которая задается посредством кватерниона ориентации осей связанной системы координат $X_1Y_1Z_1$ относительно осей некоторой опорной системы координат XYZ следующего вида:

$$\left\{ \cos\left(\frac{1}{2}\varepsilon\right), -\sin\left(\frac{1}{2}\varepsilon\right) \cdot \cos(\omega t), 0, \sin\left(\frac{1}{2}\varepsilon\right) \cdot \sin(\omega t) \right\},$$

где ε – угол полураствора конуса вращения вектора нормали (далее – амплитуда конических колебаний), $\omega = 2\pi f$ – угловая скорость вращения вектора нормали вокруг оси конуса, f – частота вращения вектора нормали вокруг оси

конуса (далее – частота конических колебаний), t – время наблюдения.

Проекция вектора угловой скорости на связанную ось Y_1 (полезный сигнал) в этом случае будет постоянной и может быть выражена соотношением [4]:

$$2\omega \cdot \sin^2\left(\frac{1}{2}\varepsilon\right) \approx \frac{1}{2}\omega \cdot \varepsilon^2 = \pi f \cdot \varepsilon^2. \quad (1)$$

Из выражения (1) следует, что уровень полезного сигнала прямо пропорционален частоте вращения вектора нормали и квадрату амплитуды конических колебаний.

III. ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ БИНС

Известно, что представленный тип управляемого прецессионного движения может приводить к существенным коническим ошибкам при автономных навигационных расчетах углового положения объекта. По этой причине полезный сигнал может «потонуть» на фоне такого рода собственных ошибок БИНС. Для прояснения ситуации воспользуемся оценками [5] методической погрешности БИНС по угловому положению для четырехшагового алгоритма ориентации из [6] с номинальными коэффициентами.

На рис. 2 представлены графики с расчетными оценками углового ухода в зависимости от частоты f (при фиксированной амплитуде ε) и амплитуды ε (при фиксированной частоте f) конических колебаний.

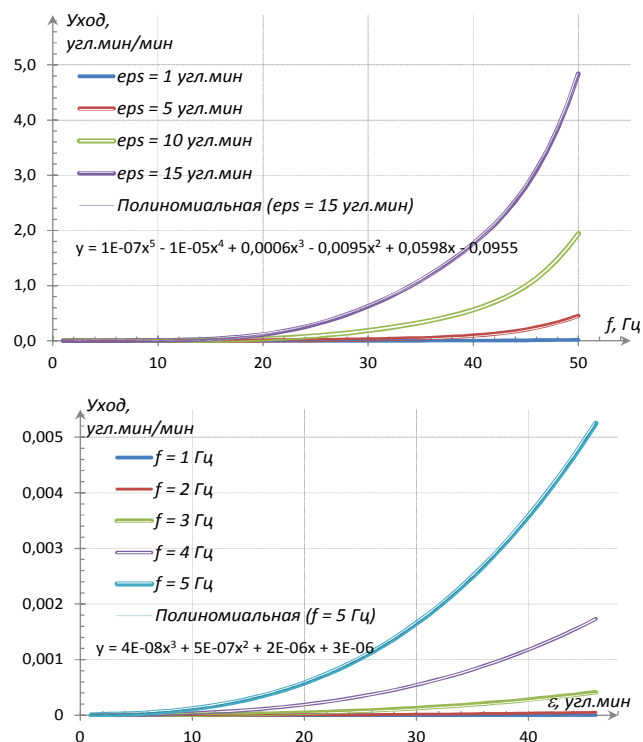


Рис. 2. Расчетные оценки БИНС по угловому уходу в зависимости от частоты и амплитуды конических колебаний при фиксированном шаге сдвига данных $\Delta t = 0,004$ с

Отметим, что по факту представленные оценки углового ухода имеют полиномиальную зависимость со старшей степенью «5» при изменении частоты f и со старшей степенью «3» при изменении амплитуды ε конических колебаний.

На рис. 3 построены соответствующие области и отмечены линии уровней постоянного углового ухода в осях f и ε для шага съема первичной углоизмерительной информации $\Delta t = 0.004$ с.

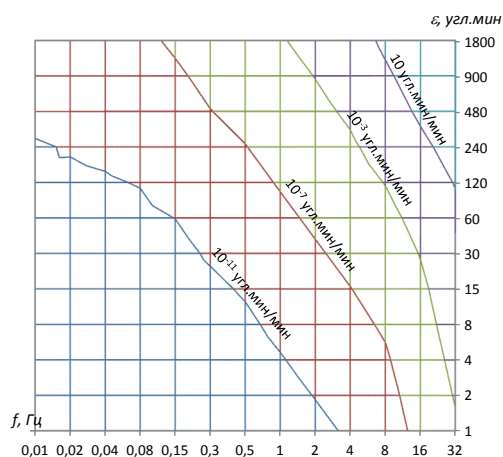


Рис. 3. Уровни углового ухода БИНС в зависимости от частоты и амплитуды конических колебаний при фиксированном шаге съема данных $\Delta t = 0.004$ с

Как следует из графиков на рис. 2 и 3, задача выбора параметров частоты и амплитуды конических колебаний не имеет однозначного решения, поскольку, с одной стороны, для увеличения относительного уровня полезного сигнала параметры f и ε необходимо увеличивать, а, с другой стороны, для снижения уровня ошибок БИНС по угловому уходу – уменьшать.

Оценим области допустимых значений параметров f и ϵ с точки зрения относительного углового ухода БИНС, определяемого как процент ошибки БИНС по отношению к уровню полезного сигнала. Результаты представлены на рис. 4.

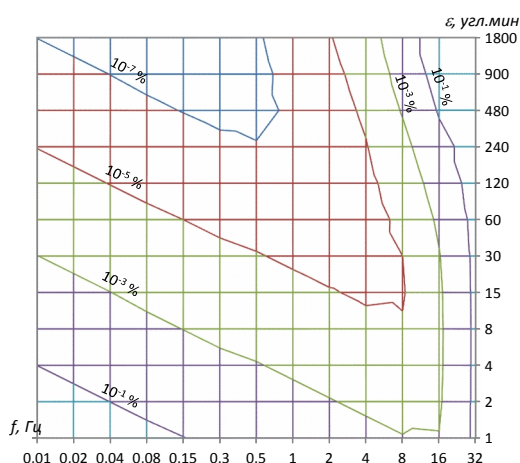


Рис. 4. Уровни относительного углового ухода БИНС в зависимости от частоты и амплитуды конических колебаний

При относительном угловом уходе БИНС на уровне $< 0,001\%$ соответствующий вклад составляющей по угловому уходу БИНС практически можно не учитывать. При этом, как следует из графика на рис. 4, удовлетворительные значения частоты и амплитуды лежат в диапазонах $f \leq 5 \text{ Гц}$ и $\varepsilon \geq 30 \text{ угл.мин}$ соответственно.

IV. ВЛИЯНИЕ АМПЛИТУДНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ

Особенностью исследуемого случая оценки точностных характеристик в условиях ограничения по вращению является высокая чувствительность получаемых оценок от уровня инструментальных погрешностей. При этом на первый план выходит амплитудная характеристика углоизмерительных каналов БЧЭ БИНС, которую можно описать погрешностью вида $\Delta A = A_{B\chi\chi} / A_{B\chi}$. Изменение полезного сигнала из-за амплитудной погрешности в первом приближении имеет вид $\Delta A \cdot \frac{d}{d\varepsilon} (\frac{1}{2} \omega \cdot \varepsilon^2) \approx \Delta A \cdot \omega \cdot \varepsilon$.

С учетом соотношения (1) относительная составляющая амплитудной погрешности, выраженная в процентах, принимает вид $(2 \cdot \Delta A / \varepsilon \cdot 100\%)$. Исходя из этого можно сделать вывод о том, что относительный угловой уход БИНС при рассмотрении прецессионного движения ограничен сверху относительной амплитудной погрешностью используемых углоизмерительных каналов БЧЭ БИНС.

На рис. 5 показаны уровни суммарного относительного ухода БИНС, включающего в себя погрешность алгоритмов ориентации для управляемого прецессионного движения и погрешность амплитудной составляющей углоизмерительного канала с ограничением по вращению на уровне ($\Delta A = 0,01\%$).

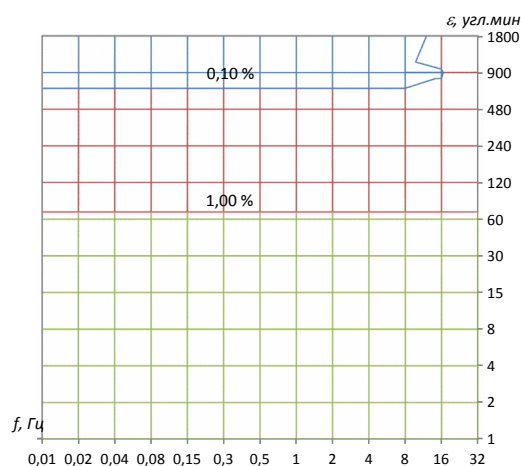


Рис. 5. Уровни суммарного относительного углового ухода БИНС в зависимости от частоты и амплитуды конических колебаний

Из графика на рис. 5 можно сделать вывод о том, что относительная погрешность БИНС по угловому положению определяется, в основном, амплитудой конических колебаний ε .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрен объект с ограничением по вращению относительно одной из своих осей. Показана принципиальная возможность повышения точностных характеристик БИНС за счет использования специальных контрольных участков управляемого движения прецессионного типа. Параметры управляемого прецессионного движения по амплитуде и частоте определены исходя из приемлемого уровня методической погрешности алгоритмов БИНС по угловому положению. Рассмотрено влияние амплитудной составляющей инструментальной погрешности на точность оценивания характеристик углоизмерительного канала с ограничением по вращению.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Бельский Л.Н., Водичева Л.В., Алиевская Е.Л., Парышева Ю.В. Повышение точности гироскопирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы при предстартовом подъеме летательного аппарата // XIX Санкт-Петербургская международная

конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2012. С. 104–106.

- [2] Васинева 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.
- [3] Бухгольц Н.Н. Основы курса теоретической механики. Часть II. Динамика системы материальных точек; под ред. И.А. Маркузон, 4-е изд. М.: Наука, 1966. 332 с.
- [4] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / под ред. Д.С. Фурманова. М.: Наука, 1992. 280 с.
- [5] Буйначева Н.И., Кутовой В.М., Маслова О.И., Перепелкина С.Ю., Федотов А.А. Методика отработки навигационного прибора на базе бесплатформенного инерциального блока в процессе подготовки к летным испытаниям // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2013. С. 193–197.
- [6] Марк Дж., Тазартес Д. Конические алгоритмы, учитывающие неидеальность частотной характеристики выходных сигналов гироскопов // Гироскопия и навигация. 2000. №1 (28). С. 65–77.

От платформенных гиросистем к бесплатформенным: фильтрация внешних возмущений в режиме начальной выставки БИНС, результаты применения*

Д.А. Буров

Отдел по разработке гироскопических приборов и систем,
АО «ВНИИ «Сигнал»
Ковров, Россия,
daburov12@mail.ru

Аннотация — Рассматриваются идеи аналитической фильтрации с использованием принципа ослабления внешних возмущений, реализованного в платформенных системах углового ориентирования. Описывается подход к определению начальных параметров ориентирования с использованием физического принципа выставки, который предусматривает реализацию в алгоритме выработки навигационных параметров БИНС аналитических зависимостей, имитирующих работу курсового гироскопа и горизонтально стабилизированной платформы. Представлены результаты натурных испытаний, подтверждающие работоспособность и эффективность алгоритма. При применении фильтрации обеспечивается повышение точности начального ориентирования БИНС, особенно при эксплуатации на наземных подвижных объектах в условиях действия угловых вибраций, угловых колебаний и случайного изменения углового положения корпуса объекта.

Ключевые слова— гиropлатформа, бесплатформенная инерциальная навигационная система, алгоритмы, испытания

I. ВВЕДЕНИЕ. ПРЕДПОСЫЛКИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНИКИ ФИЛЬТРАЦИИ

A. Ослабление внешних возмущений при физической начальной выставке в платформенных системах углового ориентирования

Важной задачей, решаемой в процессе автономного углового ориентирования в системах управления и навигации наземных подвижных объектов, является проведение предварительной начальной выставки относительно географической системы координат.

Начальная выставка может осуществляться физически или аналитически [1].

Физическая начальная выставка применяется в платформенных системах углового ориентирования и заключается в том, что осуществляются горизонтирование гиростабилизированной платформы и последующее приведение ее в плоскость меридиана с непосредственным измерением

углового положения объекта датчиками угла, установленными на осях гиropлатформы.

Платформенные приборы с физическим методом углового ориентирования нашли широкое применение, в том числе в составе систем управления и навигации наземных подвижных объектов (НПО). Значительное преимущество платформенных систем углового ориентирования в этом случае – высокая точность начальной выставки на подвижном основании, каковым является шасси наземных подвижных объектов даже при их стоянке в результате ветровых нагрузок, просадок грунта, перемещения водителей, пассажиров и т.д. Гиростабилизированная платформа в таких условиях обеспечивает квази неподвижное основание, на котором значительно ослабляются внешние возмущения, передаваемые от наземного подвижного объекта. Соответственно, гироскопы, обеспечивающие измерение направления меридиана, работают в комфортных условиях слабо возмущенного основания.

Примером эффективной платформенной системы углового ориентирования является система самоориентирующаяся гироскопическая курсокреноуказания (ССГККУ), построенная на динамически настраиваемых гироскопах и акселерометрах [2]. Принцип функционирования и ослабления внешних возмущений на курсовой гироскоп ССГККУ поясняется функционально-кинематической схемой, представленной на рис. 1. Особенность прибора – размещение кинематически развязанного в азимуте курсового гироскопа на гиростабилизированной платформе, на которой значительно ослабляются внешние возмущения, приходящие от наземного подвижного объекта. В режиме начальной выставки курсовой гироскоп с использованием сигналов датчиков углов и косвенной коррекции в условиях слабо возмущенного основания физически ориентируется и стабилизируется в плоскости меридиана. Угол азимута объекта снимается с датчика угла, установленного на оси внутренней рамы трехосного карданова подвеса. В итоге ССГККУ устойчиво функционирует в условиях возмущений, характерных для наземных подвижных объектов.

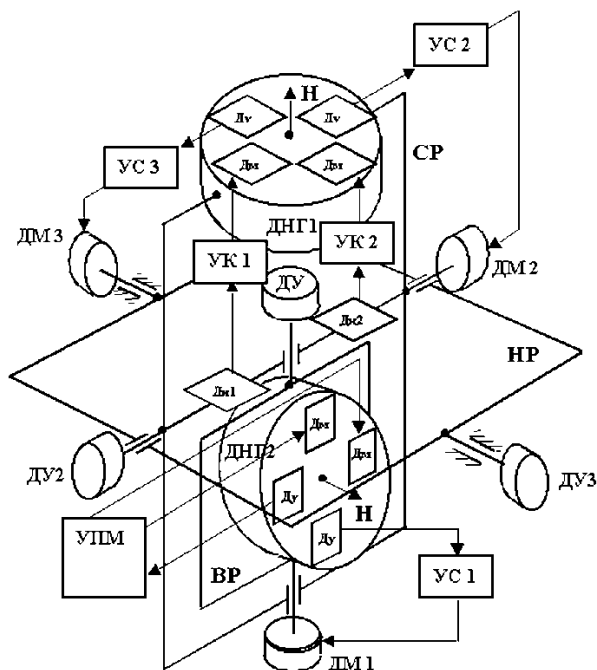


Рис. 1. Функционально - кинематическая схема платформенной системы углового ориентирования с курсовым гироскопом на гиросtabilизированной платформе: ДНГ1, ДНГ2 – горизонтальный и курсовой динамически настраиваемые гироскопы, Ду, Дм – датчики угла и датчики момента ДНГ, Н – вектор кинетического момента, ВР, СР, НР – внутренняя, средняя и наружная рамы карданова подвеса, Ду, ДУ2, ДУ3 – датчики угла курса, крена и тангажа рам карданова подвеса, ДМ1, ДМ2, ДМ3 – датчики момента, установленные по осям карданова подвеса, УС1, УС2, УС3 – усилители стабилизации, УПМ – усилитель приведения в меридиан, Дн1, Дн2 – датчики наклона (акселерометры), УК1, УК2 – усилители коррекции

В. Использование принципа ослабления внешних возмущений при аналитической выставке в платформенных системах углового ориентирования

Эволюционное развитие систем углового ориентирования характеризуется непрерывным повышением точности измерений и сокращением времени на их проведение.

Традиционно для сокращения времени начальной выставки в наземных гироскопах применяют аналитический способ определения азимута. Необходимое условие проведения точных измерений – невозмущаемость основания. Для обеспечения этого условия высокоточные гироскопы обычно размещают на треноге с опорой непосредственно на земную поверхность, обеспечивая развязанное от наземного подвижного объекта основание.

Кинематическая схема одного из вариантов наземного гироскопа [3] на динамически настраиваемом гироскопе представлена на рис. 2. Особенность кинематической схемы – вертикальная ориентация главной оси динамически настраиваемого гироскопа. При таком размещении чувствительного элемента обеспечивается использование алгоритмов быстрой автокомпенсации погрешностей гироскопа путем поворотов его вокруг вертикальной оси. Однако задача обеспечения высокоточных измерений на подвижном основании в таком устройстве принципиально не решается.

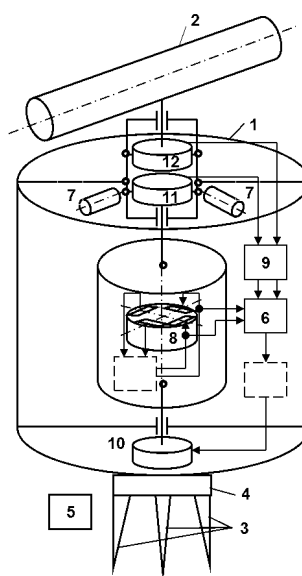


Рис. 2. Функционально-кинематическая схема наземного гироскопа с аналитической выставкой и автокомпенсацией погрешностей гироскопа: 1 – гироскоп; 2 – оптическое визирное устройство; 3 – тренога; 4 – устройство горизонтирования; 5 – источник автономного питания; 6 – измерительное устройство; 7 – датчики наклона; 8 – гироскопический чувствительный элемент; 9 – преобразователь угол-код; 10 – датчик момента; 11, 12 – датчики угла

В итоге на определенном этапе развития систем углового ориентирования возникла инженерная проблема: существующая ССГККУ, устойчиво работающая в составе наземных подвижных объектов, не обеспечивала малое время измерения азимута, а существующие схемы наземных гироскопов принципиально не обеспечивали работу на подвижном основании наземных объектов.

Для решения указанной проблемы была предложена схема ССГККУ с каналом аналитического гироскопирования (КАГ) [4] (рис. 3). Прибор является объединением схем ССГККУ на рис. 1 и наземного гироскопа на рис. 2.

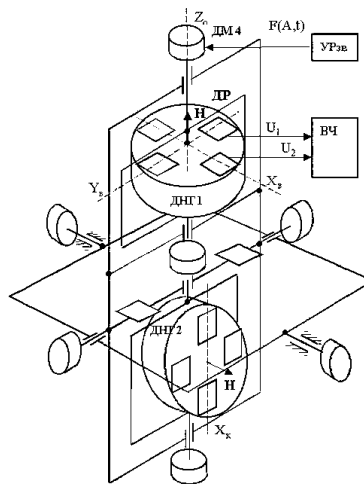


Рис. 3. Упрощенная функционально - кинематическая схема платформенной системы углового ориентирования с каналом аналитического гироскопирования

Задачами, которые решались при создании ССГККУ с КАГ, являлись:

- сокращение времени начальной выставки за счет использования аналитического метода измерений;
- повышение точности измерений за счет проведения быстрой автокомпенсации погрешностей гироскопа;
- обеспечение необходимой точности начальной выставки с использованием аналитического метода измерений на подвижном основании.

В режиме хранения направления ССГККУ с КАГ работает как исходная структура рис. 1, а в режиме начальной выставки гироскоп, работающий в вертикальной ориентации, используется для аналитического определения азимута как в структуре рис. 2. При этом за счет работы акселерометров и демпфирующих сигналов обратных связей вертикального гироскопа обеспечивается стабилизация гиropлатформы ССГККУ в плоскости горизонта при колебаниях и возмущениях со стороны наземного подвижного объекта. Информация с курсового гироскопа используется для стабилизации измерительных осей вертикального гироскопа в азимуте [5].

Необходимо отметить, что в ССГККУ с ГАК гироскоп, работающий в вертикальной ориентации, с помощью которого проводится аналитическое измерение азимута, работает также в условиях внешних возмущений, величина которых, однако, значительно ослаблена, т.е. в условиях квазинепоподвижного основания. Проблема заключается в том, что даже в условиях квазинепоподвижного основания аналитический метод начального ориентирования обеспечивает меньшую точность по сравнению с физическим, в результате имеющиеся у аналитического метода преимущества в плане повышения быстродействия определения азимута нивелируются. Для достижения заданной точности измерений требуется значительное время на усреднение и фильтрацию данных.

В процессе разработки ССГККУ с ГАК была поставлена задача по обеспечению работы вертикально ориентированного ДНГ в режиме аналитической начальной выставки в условиях квазинепоподвижного основания, реализуемого гиросtabilизированной платформой. Указанная проблема решена путем применения алгоритма совместной обработки данных от измерительных осей вертикального гироскопа и сонаправленных с ними измерительных осей акселерометров. В итоге время проведения измерений в ССГККУ с КАГ в режиме начальной выставки в составе наземного подвижного объекта соответствует времени измерений в наземном гироскопе, работающем на развязанном основании.

II. СОВРЕМЕННЫЙ ЭТАП. ФИЛЬТРАЦИЯ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ПРИ АНАЛИТИЧЕСКОЙ ВЫСТАВКЕ БИНС

Современное развитие систем навигации и управления характеризуется широким применением в качестве систем углового ориентирования бесплатформенных инерциальных навигационных систем.

В БИНС применяется аналитическая начальная выставка, которая предусматривает получение показаний жестко

закрепленных на корпусе акселерометров и гироскопов, нахождение проекций вектора ускорения силы тяжести и проекций вектора угловой скорости вращения Земли на оси системы координат, связанной с осями БИНС, нахождение начальных углов наклонов, определение угла курса по найденным начальным углам наклонов и показаниям гироскопов [6].

Недостаток аналитического метода начальной выставки БИНС наследуется от наземных гироскопов, что приводит к снижению точности выставки на наземных подвижных объектах. Даже во время стоянки наземного подвижного объекта из-за работы маршевого двигателя, перемещения водителя, пассажиров, ветровых нагрузок, подвижек грунта и т.д. возникают вибрации, угловые перемещения и колебания корпуса БИНС. При указанных внешних возмущениях реализация аналитического метода начальной выставки сталкивается с серьезными трудностями. Случайные перемещения и изменения положения корпуса БИНС приводят к недопустимо большим ошибкам определения исходного азимута.

Известные методы улучшения работоспособности аналитического метода начальной выставки, направленные на применение различного рода цифровых фильтров, не достаточно эффективны для всех возможных движений наземного объекта и не используют функциональные возможности БИНС в полной мере.

В ходе создания новых систем управления и навигации разработчики АО «ВНИИ «Сигнал» столкнулись с серьезной проблемой: повышенная погрешность БИНС, традиционно разрабатываемых фирмами-производителями в интересах авиации, при эксплуатации в составе наземных подвижных объектов.

Анализ результатов испытаний позволил сделать вывод, что одной из основных причин повышенной погрешности БИНС, имеющей характер «выбросов», полученных при различных положениях наземных подвижных объектов в азимуте, является слабая устойчивость применяемых алгоритмов к возмущениям основания. На рис. 4 в качестве примера представлены результаты испытаний БИНС на шасси наземного подвижного объекта.

В табл. 1 представлены численные значения точности, полученные при испытаниях БИНС в составе НПО, соответствующие виду графиков, представленных на рис. 4.

TABLE I. ЧИСЛЕННЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ БИНС В СОСТАВЕ НПО

№ БИНС	Максимальная погрешность, °	СКО, °
1	0,11	0,055
2	0,15	0,068
3	0,22	0,097
4	0,20	0,11
5	0,20	0,072
Заданные требования	0,12	0,040

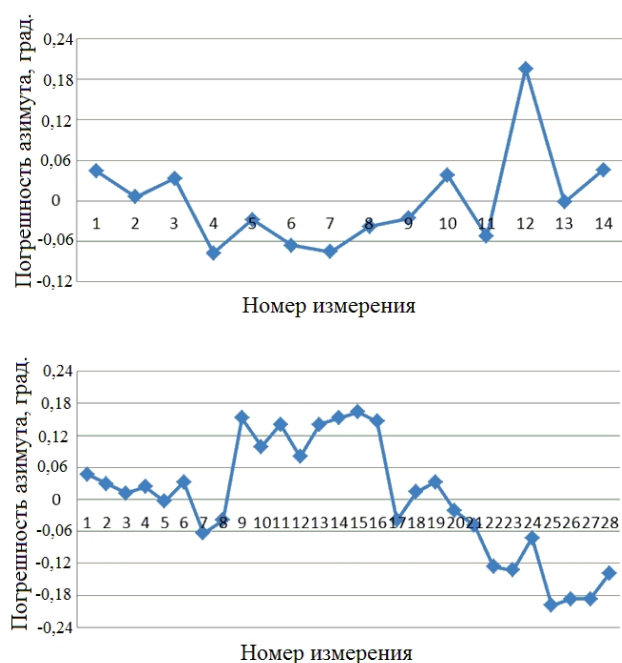


Рис. 4. Примеры результатов испытаний БИНС на шасси НПО

Полученные погрешности БИНС превышают заданные требования.

При разработке новой высокоточной БИНС [7] для наземных подвижных объектов был использован задел предыдущих этапов развития платформенных систем углового ориентирования АО «ВНИИ «Сигнал».

Отличительной особенностью БИНС является применение техники фильтрации внешних возмущений (ТФВ), действующих со стороны НПО в режиме начальной выставки. ТФВ базируется на подходе, отработанном в ходе разработки ССГККУ с ГАК, который заключается в совместной обработке данных гироскопов и акселерометров, благодаря чему обеспечивается штатная работа аналитической измерительной системы: двухосный вертикальный гироскоп – одноосный курсовой гироскоп, физически стабилизируемые в азимуте, – двухосный акселерометр (см. рис. 3), на квазинеподвижном основании.

Особенность адаптации опробованных ранее в ССГККУ с ГАК технических решений заключается в том, что в БИНС элементы, непосредственно реализующие гироскоп и курсовой гироскоп, отсутствуют, поэтому способ гироскопирования, применяемый в платформенной системе углового ориентирования, в БИНС непосредственно не применим. Соответственно, в БИНС при применении известного аналитического способа начальной выставки не реализуются преимущества, присущие начальной выставке на гиросtabilизированной платформе.

Алгоритм функционирования БИНС с ТФВ предусматривает в процессе выработки навигационных параметров реализацию виртуальных курсового гироскопа и горизонтально стабилизированной платформы, что обеспечивает возможность аналитической начальной выставки БИНС с

использованием преимуществ физического метода. Особенность – реализация в бесплатформенной системе углового ориентирования принципа гироскопирования на слабозмущаемой гиросtabilизированной платформе, по аналогии с платформенными системами углового ориентирования. На этапе моделирования получены результаты, показывающие эффективность работы алгоритма в условиях характерных возмущений со стороны наземного подвижного объекта, таких как ветровые возмущения, перемещение водителя и пассажиров, подвижки грунта и т.д. [8].

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ФИЛЬТРАЦИИ

Испытания БИНС с ТФВ проводились на наземном подвижном объекте и включали следующие этапы:

- постобработку данных, регистрируемых от CAN-интерфейса блока чувствительных элементов (БЧЭ) БИНС, в среде MATHCAD,
- обработку данных в реальном времени, получаемых по CAN-интерфейсу БИНС с использованием технологической ПЭВМ (ноутбук), параллельно с функционированием БИНС по штатным алгоритмам,
- непосредственную реализацию ТФВ в составе программного обеспечения испытываемого опытного образца БИНС.

В качестве объекта испытаний использовался опытный образец БИНС на базе кольцевых лазерных гироскопов. Результаты испытаний представлены на рис. 5.

Обобщенные результаты испытаний ТФВ с использованием БИНС на шасси НПО представлены на рис. 6. Полученные результаты позволили успешно завершить испытания опытного образца БИНС.

В табл. 2 представлены основные характеристики БИНС [7], подтвержденные испытаниями опытного образца, в том числе в составе НПО.

TABLE II. ХАРАКТЕРИСТИКИ БИНС

Наименование параметра	Значение
<i>Погрешность определения азимута на широтах до $\pm 70^\circ$:</i>	
- СКО, град.	0,04
- предельная, град.	0,12
<i>Время определения азимута, мин</i>	10
<i>Изменение угловых параметров за час работы, град.</i>	0,1
<i>Диапазон рабочих температур, $^\circ\text{C}$</i>	-50...+60
<i>Удары, g</i>	20
<i>Вибрация, g</i>	5

IV. ВЫВОДЫ

Результаты испытаний подтверждают представленные ранее результаты моделирования [8]. Показана эффективность фильтрации в условиях наземного подвижного объекта.

- применение ТФВ позволило уменьшить СКО азимута БИНС в среднем в 4,6 раза по отношению к штатному алгоритму начальной выставки,
- потенциальная точность, продемонстрированная при работе на наземном подвижном объекте, – точность работы системы углового ориентирования в стендовых условиях испытаний на трехосном поворотном стенде (при работе на развязанном неподвижном основании),
- без применения ТФВ опытный образец БИНС не соответствует, а при применении ТФВ – соответствует заданным требованиям на разработку и находится по уровню точности определения азимута на уровне БИНС Sigma-30-600 фирмы Sagem, Франция при эксплуатации в составе наземного подвижного объекта.

V. ПЕРСПЕКТИВЫ

Отдельным важным направлением разработки гироскопических приборов и систем является создание наземных гироскопов для систем управления и навигации НПО. Как уже указывалось, на подвижном основании аналитический гироскопас становится практически неработоспособным. Для обеспечения работоспособности условия эксплуатации наземных гироскопов ограничивают неподвижным основанием. Но даже при размещении на треноге, установленной на Земной поверхности, основание гироскопа является квазиподвижным в результате подвижек грунта, ветровых нагрузок, нагрева элементов конструкции солнечным излучением и т.д. Для прецизионных приборов требуется применение дополнительных мер по обеспечению необходимой точности измерений в таких условиях.

Для решения указанной проблемы высокоточные наземные гироскопы создаются с использованием чувствительных элементов с массивным ротором, размещенных на гибком торсионе. Измерительная система таких гироскопов работает на физическом принципе с регистрацией показаний по точкам реверсии колебаний чувствительного элемента в азимуте [9].

Для прецизионных НГК с аналитическим способом проведения измерений при повышении уровня достигаемых характеристик ТФВ является критической технологией.

Применение ТФВ при работе гироскопа на квазиподвижном основании, реализуемом треногой, установленной на Земной поверхности, имеет свою специфику. Отсюда необходима доработка и оптимизация фильтрации с учетом ее применения в составе НГК.

В виду того, что ТФВ предполагает использование при обработке значений кажущихся ускорений, она оказывается потенциально чувствительной к погрешностям акселерометров. Проведенные испытания и исследования продемонстрировали такую чувствительность. Одним из направлений дальнейших исследований является повышение помехоустойчивости к шумам и «выбросам» информации со стороны акселерометров.

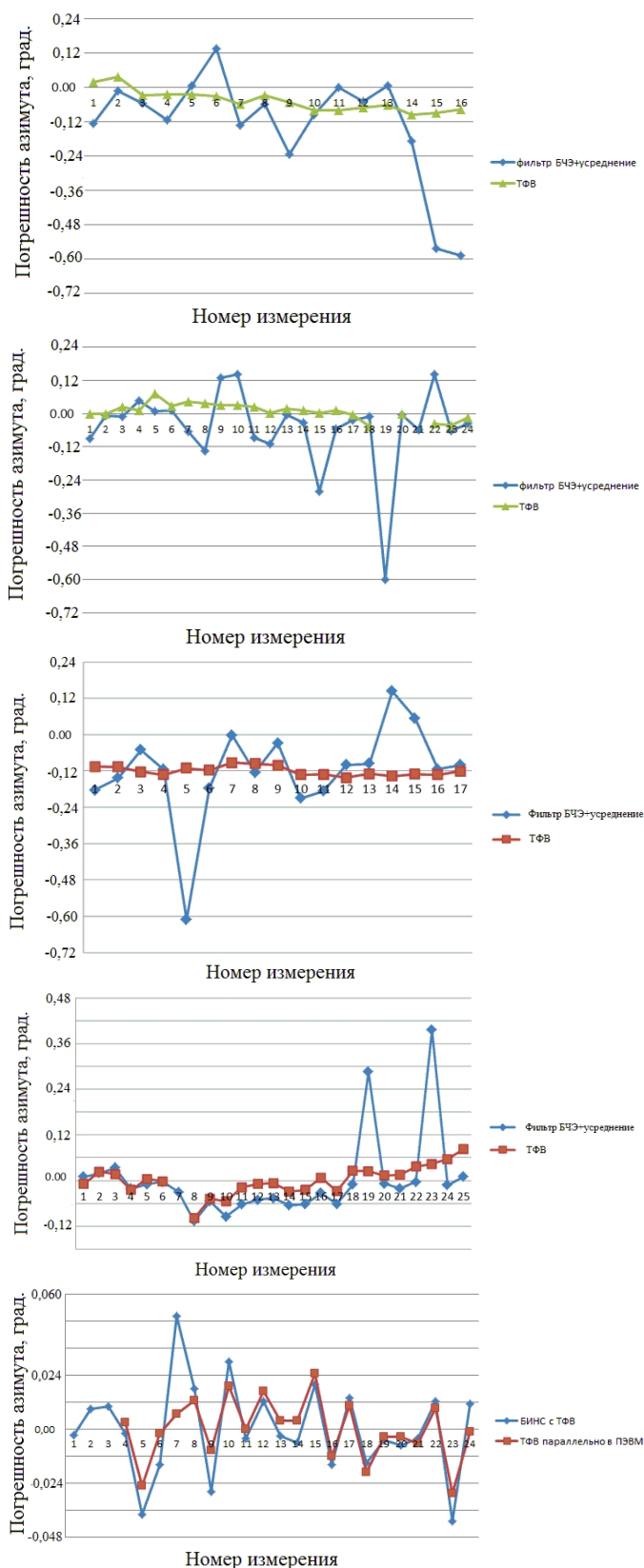


Рис. 5. Результаты натурных испытаний БИНС с применением фильтрации внешних возмущений на шасси наземного подвижного объекта: БЧЭ – блок чувствительных элементов БИНС



Рис.6. Обобщенные результаты испытаний ТФВ с использованием БИНС на шасси наземного подвижного объекта

БЛАГОДАРНОСТИ

Выражаю благодарность сотрудникам АО «ВНИИ «Сигнал» Шипову И.А., Морозову А.В., Андронову Н.А., Воробьеву С.В. принявшим активное участие в написании и отработке программного обеспечения, а также обеспечившим получение файлов телеметрии БИНС в стендовых условиях и в составе наземных подвижных объектов, что позволило провести отработку и проверку представленных технических решений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высш. шк., 1988. 424 с.
- [2] Пат. 2258205 Российская Федерация, МПК 7G01 C19/38. Система курсокреноуказания / Верзунов Е.И., Буров Д.А., Кокошкин Н.Н.;

приор. 22.10.2003; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт «Сигнал»; опубл. 10.08.2005, Бюл. № 22.

- [3] Пат. 2215993 Российская Федерация, МПК 7G01 C19/38. Автоматический гироскоп / Болячинов М.Ю., Буров Д.А., Верзунов Е.И., Кокошкин Н.Н., Сдвижков А.И.; приор. 28.01.2002; заявитель и патентообладатель Государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт «Сигнал»; опубл. 10.11.2003, Бюл. № 31.
- [4] Кокошкин Н.Н., Верзунов Е.И., Буров Д.А. Самоориентирующаяся система гироскопического курсокреноуказания повышенной точности с каналом аналитического гироскопирования // XIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2006. С. 319–323.
- [5] Пат. 2316730 Российская Федерация, МПК 7G01 C19/38. Система самоориентирующаяся гироскопическая курсокреноуказания (варианты) / Буров Д.А., Верзунов Е.И., Кокошкин Н.Н., Сдвижков А.И.; приор. 20.07.2006; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт «Сигнал»; опубл. 10.02.2008, Бюл. № 4.
- [6] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
- [7] Тютюгин Д.Ю., Буров Д.А., Карбулаков А.С., Морозов А.В. Разработка перспективной бесплатформенной инерциальной навигационной системы на базе высокоточных кольцевых лазерных гироскопов для систем навигации наземных подвижных объектов // Оборонная техника. 2015. № 11–12. С. 49–56.
- [8] Буров Д.А. Алгоритм начальной выставки БИНС с виртуальными курсовой и горизонтально стабилизированной платформами // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. С. 122–129.
- [9] Шестов С.А., Мокрышев С.В. Развитие наземных гироскопов, построенных на основе гиротакметров // Гироскопия и навигация. 2000. № 1. С. 95–112.

Волновой твёрдотельный гироскоп с металлическим резонатором для режима свободной волны*

В.Я. Распопов, В.В. Матвеев, В.В. Лихошерст, А.В. Ладонкин
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
Россия, г. Тула, пр. Ленина, 95
tgupu@yandex.ru

И.А. Волчихин
ОАО Мичуринский завод «Прогресс»
Россия, Тамбовская обл., г. Мичуринск

Аннотация — В работе рассматриваются особенности динамики волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором в режиме свободной волны. Приводятся огибающие затухающих колебаний при возбуждении с различной амплитудой на резонансной частоте. Показано, что с увеличением амплитуды возбуждения, расширяется интервал времени достижения граничной полосы, при которой сигнал может быть выделен из шума. Установлен нелинейный характер коэффициента передачи резонатора по возбуждению.

Ключевые слова — волновой твердотельный гироскоп, металлический резонатор, свободная волна

I. ВВЕДЕНИЕ

Рассматриваемый волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) представляет собой цилиндрический металлический резонатор с жестко закрепленным дном. При возбуждении стоячей волны, точки резонатора будут иметь радиальные колебания. Точки с максимальной амплитудой радиальных колебаний называются пучностями (*antinode*), а с минимальным – узлами (*node*). Как известно, одним из режимов ВТГ является его функционирование в режиме интегрирующего гироскопа, т.е. датчика угла [1, 3]. В этом случае в ВТГ реализуется, так называемое, параметрическое возбуждение с помощью кольцевого электрода, окружающего кромку резонатора.

Использование ВТГ на подвижных объектах различного времени функционирования открывает перспективу его использования в режиме «свободной волны» (выбега), когда после возбуждения колебаний резонатора, возбужденная стоячая волна, за счет своих инерционных свойств, становится подобна быстровращающемуся ротору. Понятно, что продолжительность функционирования такого гироскопа определяется добротностью резонатора, от которой зависит время затухания колебаний. Целью данной работы является анализ функционирования ВТГ с металлическим резонатором в режиме свободной волны.

II. ПЕРЕХОДНЫЙ ПРОЦЕСС ВЫБЕГА ВОЛНЫ

Для анализа затуханий колебаний испытывался ВТГ с металлическим резонатором производства Мичуринского завода «Прогресс». Резонатор возбуждался от генератора частоты с различной амплитудой. Резонансный режим достигался, когда сдвиг фаз между сигналом генератора и сигналом в пучности достигал -90° . При нормальных условиях собственная частота резонатора составила 5941,5 Гц. Затем генератор отключался, и анализировались переходные процессы резонатора. На рис. 1 приведен график переходного процесса при амплитуде возбуждающего напряжения 0,5 В. В этом случае амплитуда вынужденных колебаний составила 0,576 В (отношение амплитуд 1,152 (1,23 дБ)).

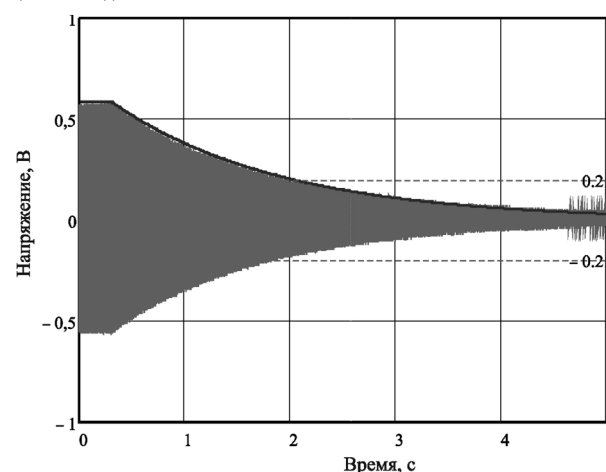


Рис. 1. Экспериментальный график затухающих колебаний резонатора при возбуждении пьезоэлементов амплитудой 0,5 В

На рис. 1 показана для примера полоса с границами $\pm 0,2$ В, когда можно считать, что сигнал информативен и может быть выделен на фоне шума. Интервал времени входа в эту границу составляет 1,9 с.

Огибающая затухающих колебаний описывается соотношением [2]

$$U_{\text{апо}}(t) = U_0 e^{-\frac{t}{T}}, \quad (1)$$

где U_0 – амплитуда вынужденных колебаний в момент «отпускания» волны, T – постоянная времени резонатора, определяемая из следующего соотношения [2]

$$T = 2Q / \omega_0, \quad (2)$$

где Q , ω_0 – добротность и собственная круговая частота резонатора.

Из анализа кривой на рис. 1 следует, что добротность резонатора составила $\sim 30\,000$, соответственно постоянная времени $1,6$ с. Если принять, что переходный процесс затухает за время равное $3T$, то для данного резонатора оно составляет $\approx 4,8$ с. Соответственно интервал времени входа в указанную выше границу составляет всего $1,7$ с, который может быть расширен путем увеличения амплитуды возбуждающего напряжения.

На рис. 2 приведены графики огибающих при амплитудах возбуждающего напряжения $0,5$ В, 1 В, $1,5$ В, 2 В соответственно.

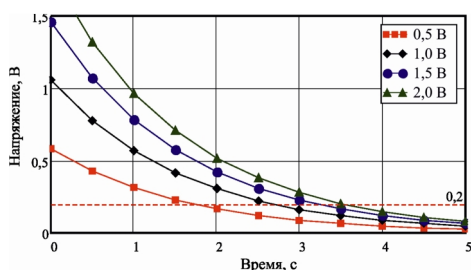


Рис. 2. Экспериментальные огибающие переходных процессов при различной амплитуде возбуждения

Из рис. 2 следует, что при амплитуде возбуждающего напряжения 2 В момент входа в границу $0,2$ В составляет $3,5$ с.

При анализе процессов возбуждения ВТГ был установлен факт снижения коэффициента передачи, характеризующего отношения амплитуды колебаний в пучности от амплитуды возбуждения (рис. 3).

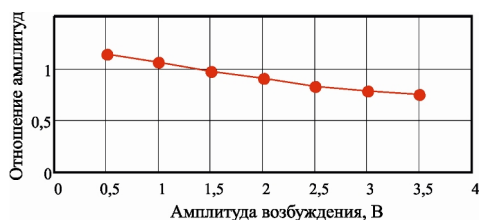


Рис. 3. Изменение коэффициента передачи ВТГ от амплитуды возбуждения

Из рис. 3 следует, что при амплитуде возбуждающего напряжения $3,5$ В амплитуда в пучности составит всего $2,64$ В, что говорит о нелинейном характере процессов возбуждения в системе металлический резонатор – пьезоэлементы.

Также было установлено, что после возбуждения резонатора и отключения генератора, происходит переход колебательной картины от «электрических осей» к физическим. Это сопровождается возрастанием сигнала в узлах в момент отключения генератора. Соответственно функционирование ВТГ в качестве датчика угла в моменты перехода волновой картины к физическим осям будет сопровождаться значительными погрешностями, поэтому его использование на данном интервале времени не целесообразно.

III. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛА ПОВОРОТА ОСНОВАНИЯ

В работе анализировался интегрирующий режим функционирования ВТГ, при котором резонатор возбуждался на собственной частоте и после выхода не режим установившихся колебаний, отключался генератор возбуждения. После прихода стоячей волны к физическим осям резонатор поворачивался на угол 15° . Сигналы с пучности и узла демодулировались и угол поворота резонатора вычислялся по формуле

$$\alpha = \frac{1}{2K} \arctg \frac{U_{\text{Node}}}{U_{\text{Antinode}}}, \quad (3)$$

где K – коэффициент Брайана, U_{Antinode} – амплитуда напряжения в пучности, U_{Node} – амплитуда напряжения в узле.

На рис. 4 приведен угол поворота основания, измеренный ВТГ.

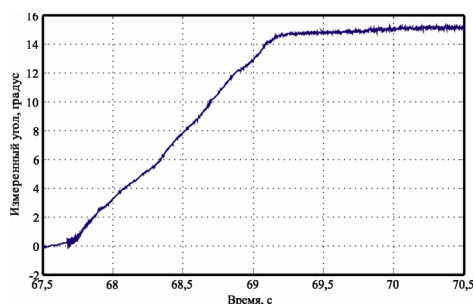


Рис. 4. График угла поворота основания, измеренный ВТГ

В данном эксперименте коэффициент Брайана принимался равным $0,4$, погрешность измерения составила $0,1^\circ$. Данный эксперимент подтвердил возможность применения ВТГ с металлическим резонатором в качестве интегрирующего гироскопа в режиме свободной волны.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Волчихин И.А., Волчихин А.И., Малютин Д.М., Матвеев В.В., Распов В.Я., Телухин С.В., Шведов А.П. Волновые твердотельные гироскопы (аналитический обзор) // Известия ТулГУ. Технические науки. 2017. №9-2.
- [2] Распов 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. Распова. Тула: Изд-во ТулГУ, 2018. 189 с.
- [3] Распов В.Я., Малютин Д.М., Алалуев Р.В., Телухин С.В., Шепилов С.В. Гироскопический датчик углов со сферическим шарикоподшипниковым подвесом с улучшенными эксплуатационными характеристиками // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №2 (101). С. 88–94.

Калибровка волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором с блоком электроники*

В.Я. Распопов, А.В. Ладонкин, В.В. Лихошерст
Кафедра «Приборы управления»,
ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
г. Тула, Российская Федерация
tgupu@yandex.ru

Аннотация — В работе рассматриваются особенности настройки и калибровки электронного модуля волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором, включенным в режиме датчика угловой скорости. Обосновывается необходимость применения корректирующих функций для выходного сигнала датчика. Приводятся результаты испытания датчика с реализованными корректирующими функциями.

Ключевые слова — волновой твердотельный гироскоп, настройка, калибровка, температурная коррекция

I. ВВЕДЕНИЕ

Особенности настройки и калибровки рассмотрены для волнового твердотельного гироскопа – датчика угловой скорости (ВТГ-ДУС) с блоком электроники и резонатором, изготовленными АО «МЗП» (г. Мичуринск). Прототипом является конструкция гироскопа компании *InnaLabs, Ltd* с металлическим резонатором в котором для возбуждения и детектирования колебаний применены четыре пары пьезоэлементов.

Цель работы заключается в изложении методики настройки и калибровки, обеспечивающей достижение характеристик ВТГ-ДУС среднего класса точности, при условии балансировки резонатора по четырем формам распределения дефектов масс.

Результатом процессов настройки и калибровки ВТГ-ДУС является обеспечение условия резонансной настройки чувствительного элемента, определение коэффициентов обратных связей контуров удержания колебаний, метрологических характеристик ВТГ-ДУС и получение коэффициентов функций, корректирующих выходной сигнал датчика по различным параметрам (резонансной частоте и амплитуде сигнала подавления квадратурной составляющей).

В работе не рассматриваются теоретические основы функционирования ВТГ в режиме ДУС, так как они в достаточном объеме освещены в работах [1–6].

II. НАСТРОЙКА БЛОКА ЭЛЕКТРОНИКИ

Настройка блока электроники позволяет решить следующие задачи: (1) возбуждение резонатора на резонансной частоте с заранее заданной постоянной амплитудой колеба-

ний, (2) обеспечение необходимой полосы пропускания датчика или необходимого уровня шума выходного сигнала.

Первым этапом настройки блока электроники является учет фазовых сдвигов сигнала узла и пучности, вызванных наличием аналоговых усилительных трактов, АЦП и ЦАП. Учет данных фазовых сдвигов необходим для корректной демодуляции сигналов узла и пучности на квадратурную и кориолисовую составляющие. Значение фазовых сдвигов определяются на резонансной частоте резонатора (частоте, при которой амплитуда сигнала пучности максимальна). При этом составляющие части фазовых сдвигов, возникающие в АЦП и ЦАП можно рассчитать аналитически, зная временные параметры этих компонентов. Составляющие фазовых сдвигов, возникающие на аналоговых усилительных трактах и пьезоэлементах можно измерить с помощью осциллографа. На данном этапе определяется резонансная фаза сигнала пучности по отношению к сигналу возбуждения ($96,6^\circ$ для рассматриваемого блока электроники).

Вторым этапом является установка коэффициентов контура поддержания резонансной частоты. Один из вариантов поддержания резонансной частоты заключается в анализе разности текущей фазы сигнал пучности и ранее измеренной резонансной фазы. Если разность положительна, то текущую частоту сигнала возбуждения необходимо уменьшить, если отрицательна – увеличить. Данный алгоритм легко реализуется с помощью ПИ-регулятора, коэффициенты которого должны обеспечивать требуемое время переходного процесса и перерегулирование.

Третьим этапом является настройка контура поддержания постоянной амплитуды сигнала пучности, который также представляет собой ПИ-регулятор. Требуемое значение амплитуды сигнала пучности определяется исходя из необходимого диапазона измерения угловых скоростей (при уменьшении диапазона измерения в k раз, требуемую амплитуду сигнала пучности надо также изменить в k раз) и конструктивных параметров резонатора. Последнее объясняется тем, что большие амплитуды колебаний могут привести к выходу из режима линейных колебаний и, как следствие, ухудшения точностных характеристик датчика.

Четвертым этапом настройки является установка коэффициентов ПИ-регуляторов контуров подавления кориоли-

совой и синфазной составляющих сигнала узла. Коэффициенты подбираются исходя из компромисса между полосой пропускания датчика и уровнем шума выходного сигнала.

III. КАЛИБРОВКА ВТГ-ДУС

После проведения процедуры настройки электронного блока ВТГ-ДУС способен функционировать в широком диапазоне температур, определяемом, главным образом, диапазоном рабочих температур электронных компонентов. В ходе проведения температурных испытаний ВТГ-ДУС была получена зависимость выходного сигнала (амплитуды сигнала подавления кориолисовой составляющей сигнала узла) от угловой скорости (в диапазоне $\pm 2000^\circ/\text{с}$) и температуры (от минус 40°C до плюс 85°C). Результаты представлены на рис. 1.

Как видно из рис. 1, масштабный коэффициент выходного сигнала сильно зависит от температуры (изменение более 10% во всем диапазоне температур). Также, если для какой-либо одной температуры аппроксимировать выходной сигнал ВТГ-ДУС прямой линией, то погрешность измерения угловой скорости для данной температуры может достигать $20^\circ/\text{с}$ (рис. 2). Таким образом, при попытке вычисления угловой скорости вращения по выходному сигналу ВТГ-ДУС с постоянными масштабным коэффициентом и смещением нуля погрешность измерения будет превышать $200^\circ/\text{с}$ в окрестности угловой скорости $2000^\circ/\text{с}$. Для уменьшения погрешности необходимо корректировать значения масштабного коэффициента и смещения нуля от температуры.

При разработке корректирующих функций было замечено несколько интересных фактов. Несмотря на учет фазовых сдвигов на первом этапе настройки, квадратурная и кориолисовая составляющая сигнала узла не являются абсолютно независимыми, но являются в какой-то мере смешанными. Поэтому выходной сигнал ВТГ-ДУС можно рассматривать как линейную комбинацию сигналов подавления кориолисовой и квадратурной составляющих. Также было замечено, что значение текущей резонансной частоты с высокой точностью коррелирует с текущей температурой резонатора. Таким образом, для выполнения температурной коррекции можно использовать значение резонансной частоты резонатора без необходимости добавления в электронный блок датчика температуры.

Результатом поиска корректирующих функций стала двухступенчатая коррекция:

$$y_1 = x \sum_{i=0}^6 K_{xi} f^i + q \sum_{i=0}^6 K_{qi} f^i + \sum_{i=0}^6 K_{fi} f^i,$$

$$y_2 = \sum_{i=0}^5 K_{yi} \cdot y_1^i,$$

где x – амплитуда сигнала подавления кориолисовой составляющей (В), q – амплитуда сигнала подавления квадратурной составляющей (В), f – текущая резонансная частота (Гц), K_{xi} , K_{qi} , K_{fi} , K_{yi} – коэффициенты коррекций, y_1 – результат первой ступени коррекции, y_2 – итоговый результат коррекции (измеренная угловая скорость).

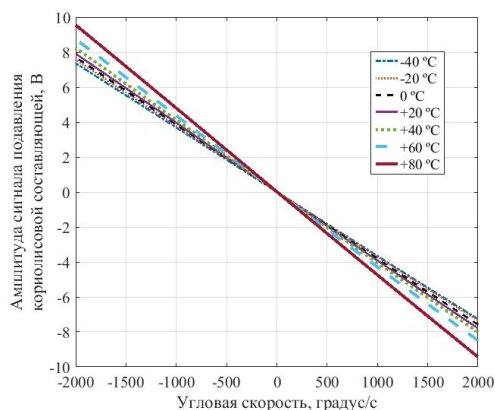


Рис. 1. Зависимость выходного сигнала ВТГ-ДУС от угловой скорости и температуры

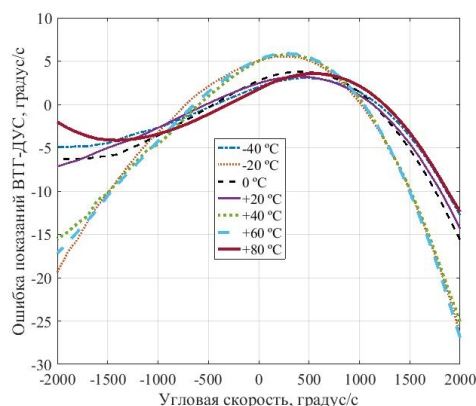


Рис. 2. Погрешность вычисления угловой скорости при линейной аппроксимации выходного сигнала ВТГ-ДУС для каждой температуры в отдельности

Для тестирования данной двухступенчатой коррекции были рассчитаны ее коэффициенты. Использовался метод наилучшей аппроксимации истинных значений угловой скорости, в качестве критерия использовался метод наименьших квадратов. Корректирующие функции были запрограммированы в электронный модуль ВТГ-ДУС и затем были проведены его повторные испытания на вращательном стенде в климатической камере. Результаты приведены на рис. 3.

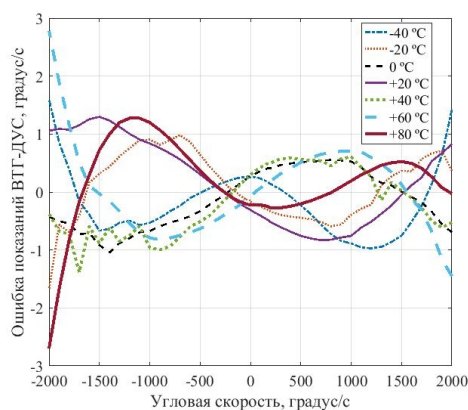


Рис. 3. Итоговая погрешность ВТГ-ДУС во всем диапазоне температур

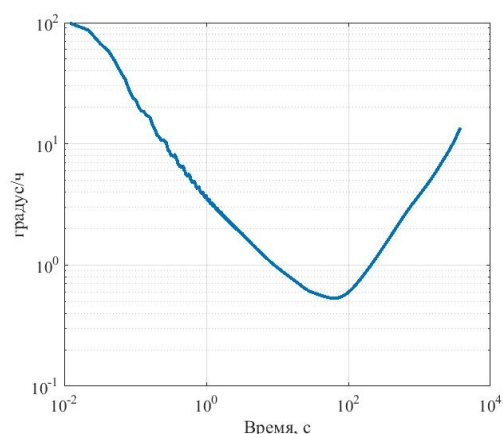


Рис. 4. График отклонения Аллана ВТГ-ДУС при термоконстантных условиях (+20°C)

Можно сделать вывод, что применение двухступенчатой коррекции позволяет уменьшить погрешность измерения угловой скорости на два порядка.

На рис. 4 приведен график отклонений Аллана, полученный в результате обработки двухчасовой записи при термоконстантных условиях (плюс 20 °C).

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам настройки и калибровки ВТГ-ДУС с диапазоном измерения $\pm 2000^\circ/\text{с}$ в температурном диапа-

зоне функционирования от минус 40°C до плюс 85°C имеет следующие параметры: (1) нестабильность нулевого сигнала не более $0,6^\circ/\text{ч}$, (2) случайное блуждание $0,06^\circ/\sqrt{\text{ч}}$, (3) ошибка масштабного коэффициента во всем диапазоне температур 0,05%, (4) амплитуда шума покоя не более $0,025^\circ/\text{с}$ [4].

Из приведенных данных следует, что калибровка ВТГ-ДУС по приведенной методике обеспечивает параметры ДУС среднего класса точности.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Bryan, G.H., On the Beats in the Vibrations of a Revolving Cylinder or Bell, *Proc. Of Cambridge Phil. Soc.* 1890, nov. 24, vol.VII, pt. III, pp. 101–111.
- [2] Журавлев В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985. 125 с.
- [3] Лунин Б.С., Матвеев В.А., Басараб М.А. Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология. М.: Радиотехника, 2014. 176 с.
- [4] Распопов В.Я., Волчихин И.А., Волчихин А.И. и др. Волновой твердотельный гироскоп с металлическим резонатором / Под ред. В.Я. Распопова. Тула: Издательство ТулГУ, 2018. 189 с.
- [5] Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В. Нелинейные эффекты в динамике цилиндрического резонатора волнового твердотельного гироскопа с электростатической системой управления // Гироскопия и навигация. 2015. № 1(88). С.71–80.
- [6] Басараб М.А., Матвеев В.А., Лунин Б.С., Фетисов С.В. Влияние неоднородности толщины оболочки волнового твердотельного гироскопа на параметры дебаланса // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. № 4(95). С.14–24.

Оптимизация конфигурации электродов микромеханического гироскопа и законов формирования напряжений на них*

С.В. Павлова

Лаборатория по созданию аппаратуры обсервации,
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург, Россия

Я.А. Некрасов

СПб НИУ ИТМО
Санкт-Петербург, Россия

Аннотация — В докладе проведен анализ зарубежных и отечественных решений (и их применимости) по повышению «эксплуатационной» точности микромеханических датчиков, рассмотрена возможность улучшения этого показателя применительно к отечественному ММГ за счет оптимизации его электродной структуры и методов формирования напряжений на них. Приведены результаты исследования чувствительности разработанного микромеханического гироскопа к внешним воздействиям. Предложены критерии изменения существующей электродной структуры и обоснован выбор конфигурации и размеров электродов.

Ключевые слова — микромеханические датчики, электродные структуры, формирование напряжений

I. ВВЕДЕНИЕ

Благодаря малым габаритам, низкой стоимости и высокой надежности вибрационные микромеханические гироскопы (ММГ) находят применение в самых разнообразных областях. Чувствительный элемент (ЧЭ) ММГ состоит из подвижной массы (масс) (ПМ) на торсионном подвесе и электродов, которые размещены в вакуумированном объеме. Возбуждение колебаний ПМ, преобразование сил Кориолиса, действующих на ПМ при вращении датчика, в его выходной сигнал осуществляется электронным блоком. За тридцатилетний период развития точность ММГ была повышена более чем на три порядка во многом благодаря расширению функций, реализуемых с помощью электроники и электродов, обеспечивающих прямые и обратные преобразования механических величин (перемещений и сил) в электрический сигнал.

В докладе анализируются зарубежные и отечественные решения и методы повышения «эксплуатационной» точности ММГ, их применимость к разрабатываемому в ЦНИИ «Электроприбор» гироскопу, на основании чего предложено изменить существующую электродную структуру ММГ.

II. ОБЗОР МИРОВЫХ ТЕНДЕНЦИЙ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

Основным показателем точности первых промышленных образцов ММГ была разрешающая способность, величина которой находилась на уровне $1^\circ/\text{с}$ [1]. В последующих

модификациях в качестве квалификационного параметра использовалась нестабильность нуля в пуске, а в последнее десятилетие основным показателем точности становится повторяемость нестабильности нуля и масштабного коэффициента при работе ММГ в заданных и, как правило, жестких условиях: при изменении температуры окружающей среды в пределах $100\text{--}130^\circ\text{C}$, вибрациях (на уровне $5\text{--}10\text{ g}$ и более в диапазоне частот от 0 до $2\text{--}3\text{ кГц}$), действии акустических помех (на уровне $120\text{--}140\text{ дБ}$) [2–4].

В процессе развития ММГ совершенствовалась технология изготовления чувствительных элементов (ЧЭ), электронных узлов управления положением ПМ и преобразования сигналов. Например, в ММГ ф. Bosch DRS MM2 толщина ПМ была равна $1,6\text{ мкм}$ [2]. Этим в определенной степени был обусловлен выбор одномассовой конструкции ЧЭ RR-типа, позволяющей при малой толщине ПМ получать сравнительно большие изменения межэлектродных емкостей в канале вторичных колебаний ММГ. Электродная структура ЧЭ включала в себя гребенчатые и плоские электроды. Резонансная частота подвеса f_p была равна $1,6\text{ кГц}$.

В новой модификации ММГ (DRS MM3) был применен многомассовый ЧЭ LL-типа с толщиной ПМ, равной 15 мкм , f_p повышена до 15 кГц , электродная структура ЧЭ и в канале возбуждения первичных колебаний, и в канале измерения содержала только гребенчатые электроды. За счёт использования цифровой специализированной схемы (ASIC) в этом датчике реализован компенсационный режим. Совокупность этих мер обеспечила достижение нестабильности нуля ММГ в пуске на уровне $3^\circ/\text{ч}$ [5, 6].

В начале 2000-х гг. разработчики ММГ стремились найти решения, обеспечивающие совмещение резонансных частот подвеса ПМ [7] и подавление квадратурной помехи при большой добротности подвеса ПМ по оси вторичных колебаний, для того чтобы повысить точность датчиков [8]. Были предложены разные варианты решения этой задачи, позволившие создать образцы ММГ с нестабильностью нуля в пуске на уровне $0,3\text{--}3^\circ/\text{ч}$, на основании чего прогнозировалось создание ММГ и инерциальных модулей (ИМ) тактического класса точности к началу 2010 г. [9, 10]. Однако этот прогноз оказался слишком оптимистичным, и в 2018 г. ф. NG LITEF, по ее утверждению,

оставалась единственной фирмой, выпускающей ИМ тактического класса точности на основе МЭМС-технологии [11]. В ММГ этой фирмы используются ЧЭ LL-типа с электродной структурой, дополненной квадратурными электродами и электродами для изменения жесткости подвеса ПМ, и электроника, обеспечивающая компенсационный режим в канале вторичных колебаний, подстройку резонансной частоты и подавление квадратурной помехи [10, 11]. Подобная электродная структура была предложена и ф. Thales в 2009 г. [12]. Аналогичное решение применительно к многомассовым ЧЭ RR-типа и LL-типа было найдено ф. Analog Devices в 2009 г. [13]. Предложенная электродная структура включала в себя, помимо электродов для формирования компенсационного режима, подавления квадратурной помехи и подстройки резонансной частоты подвеса ПМ, электроды для компенсации синфазной помехи.

Несмотря на то что в современных вибрационных ММГ используются, как правило, многомассовые ЧЭ LL-типа, интерес к одномассовым ЧЭ RR-типа сохраняется [14]. Использование в них цифрового управления позволяет получать малое смещение нуля ($1,3^\circ/\text{ч}$), низкий уровень шума ($0,003^\circ/\text{с}/\sqrt{\text{Гц}}$). За счёт введения промежуточной специализированной кремниевой пластины между кристаллом ЧЭ и корпусом в ММГ может быть снижено влияние температуры на характеристики датчика и повышена до 10000 g его ударостойкость [15].

Можно отметить, что такие показатели, как повторяемость смещения нуля и масштабного коэффициента ММГ, приводятся только в публикациях и/или документации фирм NG LITEF и Honeywell, для улучшения этих показателей на порядок разработчикам потребовалось около 10 лет, и в настоящее время и смещение нуля, и его повторяемость являются величинами одного порядка [4, 16].

Отечественными разработчиками ММГ в начале 2000-х гг. была выбрана в качестве базовой конструкция одномассового ЧЭ RR-типа. В ЦНИИ «Электроприбор» были разработаны две модификации этого ЧЭ с f_p , равными 3 и 8 кГц. Электродная структура ЧЭ включала в себя гребенчатые электроды, используемые для возбуждения первичных колебаний ПМ, и 4 плоских электрода в канале измерения. Благодаря применению специализированной ИС в ММГ реализованы компенсационный режим и температурная компенсация смещения нуля и масштабного коэффициента для широкого диапазона температур (от -40 до 85°C) [17]. При уровнях квадратурной составляющей менее $200^\circ/\text{с}$ нестабильность нуля в пуске не превышает $10^\circ/\text{ч}$. Расширению области применения ММГ препятствуют два основных недостатка: чувствительность к акустическим помехам и относительно большая величина повторяемости смещения нуля ($\approx 1^\circ/\text{с}$) в рабочем диапазоне температур [18].

Технические решения, использованные для повышения точности зарубежных ММГ, лишь фрагментарно представлены в зарубежных публикациях, являются в значительной части «know-how» [19]. Поэтому авторы приходят к выводу о необходимости поиска других путей и предлагают оригинальную конструкцию ЧЭ [20].

III. АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ «ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ» ТОЧНОСТИ ММГ

Сравнение условий работы, при которых сохраняется точность ММГ, позволяет выделить датчики ф. NG LITEF. Для них в спецификации указывается не только температура окружающей среды (от -55 до 71°C), но и уровень акустических помех до 140 дБ [15]. Допустимый уровень акустической помехи для большинства ММГ не указывается в спецификациях, хотя их воздействие может приводить к потере точности и отказу датчиков [21].

Можно выделить два основных метода повышения устойчивости ММГ к акустическим помехам: использование звукоизолирующих покрытий датчиков и выведение f_p за диапазон этих помех, т.е. за 20 кГц.

Приемлемые по габаритам звукоизолирующие покрытия снижают уровень помех не более чем на 20 дБ, что недостаточно для устойчивой работы ММГ [22].

В отличие от ММГ первых поколений с f_p 1,5–4 кГц в современных ММГ её величина лежит уже в диапазоне 14–20 кГц [21]. Повышение f_p делает ММГ более устойчивым к вибрациям и акустическим помехам на частотах ниже f_p , но одновременно снижает его чувствительность, приводит к возрастанию квадратурной составляющей [23].

Сигнал на выходе демодулятора (S_d) в канале вторичных колебаний (или измерения) ММГ зависит от амплитуд синфазной и квадратурной помех (B_i , B_q соответственно) и изменения фазы (φ_{err}) опорного сигнала демодулятора относительно фазы сигнала, пропорционального измеряемой угловой скорости Ω [24]:

$$S_d \equiv (B_i + \Omega)\cos(\varphi_{\text{err}}) + B_q \sin(\varphi_{\text{err}}) \approx B_i + B_q\varphi_{\text{err}} + \Omega. \quad (1)$$

Величины B_i , B_q , φ_{err} под действием окружающей среды могут изменяться, поэтому в высокоточных ММГ применяются системы автоматического подавления квадратурной и синфазной помех и подстройки резонансной частоты, которые снижают изменения φ_{err} .

Для подавления квадратурной помехи было предложено использовать специальные т.н. квадратурные электроды, которые при напряжениях на них определенной величины формировали силы, компенсирующие перекрестную связь между каналами первичных и вторичных колебаний [25].

В системах ф. NG и Analog Devices в качестве тестового сигнала, определяющего разность резонансных частот подвеса и определения остаточного квадратурного сигнала, используется модулированный по амплитуде квадратурный сигнал. В системе ф. NG этот сигнал формируется в канале вторичных колебаний, а в системе ф. Analog Devices – на квадратурных электродах, при этом f_p выбрана равной 64 кГц [13]. Для реализации описанных систем управления необходимы ASIC большего уровня сложности (по сравнению с упомянутой выше ASIC для отечественного ММГ).

Из-за неполного подавления составляющих ($B_i + B_q\varphi_{\text{err}}$) в упомянутых системах в ММГ применяется температур-

ная компенсация. Для повышения ее точности предложено использовать такие зависящие от температуры параметры подвеса, как f_p и добротность Q [26, 27].

IV. АНАЛИЗ ПРИМЕНИМОСТИ ИЗВЕСТНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ТОЧНОСТИ К ОТЕЧЕСТВЕННОМУ ММГ

Исследование влияния внешних воздействий на точность отечественного ММГ и на составляющие погрешностей измерения показали, что:

- изменение температуры окружающей среды в диапазоне 100–120°C приводит к изменению B_q (на $\approx 20\%$), B_i (на $\approx 3-5^\circ/\text{с}$) и $\varphi_{\text{ст}}$ (на $\approx 0,5^\circ$) [18];
- акустические воздействия на частотах f_a , близких к f_p , вызывают возникновение ложных сигналов на выходе ММГ, частота которых равна $|f_a - f_p|$ [28]. Амплитуда этих колебаний с увеличением разности частот снижается практически до 0 при $|f_a - f_p| > 150$ Гц;
- вибрации с амплитудой 10 g и частотами до 2 кГц не вызывают появления ложных сигналов в ММГ с f_p , равной 8 кГц, в отличие от ММГ с f_p , равной 2 кГц [28];
- клеевое соединение кристалла ЧЭ с корпусом оказывает влияние на точность датчика и параметры ЧЭ, в частности на добротность подвеса по оси первичных колебаний [28].

Влияние перечисленных факторов на другие ММГ подтверждаются и публикациями в зарубежных изданиях [29–31].

В последнее время отечественными разработчиками были предложены изменения как в конструкции ЧЭ, так и в структуре ASIC для улучшения эксплуатационных характеристик отечественных ММГ. Из них выделим относящиеся к ММГ RR-типа варианты выполнения много-массового ЧЭ [32], ЧЭ с подвижным электродом на резонансном подвесе в канале вторичных колебаний [20] и новый алгоритм фильтрации выходного сигнала ММГ [33]. Последние два предложения вряд ли могут быть реализованы в ближайшее время, т.к. требуют перехода от технологии изготовления ЧЭ с использованием трёх кремниевых пластин к новой технологии с четырьмя пластинами и разработки нового ASIC. Как показали сравнительные испытания ММГ с разными f_p , увеличение f_p до 8 кГц позволяет исключить возникновение ложных сигналов при вибрациях основания на частотах до 2 кГц [27].

Переход к многомассовым конструкциям ЧЭ целесообразен, поскольку для его реализации требуется только перепроектирование ЧЭ без изменения front-end-технологии, а для управления может использоваться применяемый ASIC, настраиваемый на частоту противофазных колебаний ПМ. При противофазных колебаниях ПМ суммарная сила между ПМ и корпусом ЧЭ в идеальном случае равна нулю, поэтому клеевое соединение не оказывает влияние на добротность и f_p подвеса.

С учетом отсутствия развитой инфраструктуры (существование которой за рубежом позволяет через 2-3 года

выводить новые датчики на рынок [34]), в которой присутствуют предприятия, специализирующиеся на front&back-end-технологиях и проектировании высокоточных ASIC, в РФ необходимо ориентироваться на уже существующие технологии и электронику.

При указанных выше ограничениях возможные изменения конструкции ЧЭ могут касаться только его электродной структуры в части геометрии гребенчатых и плоских электродов, конфигурации ПМ, а f_p должна лежать в пределах частотного диапазона ASIC. Помимо этих ограничений, изменения не должны подпадать под действия патентов зарубежных фирм, некоторые из которых поддерживают свои патенты в нашей стране.

Анализ патентной чистоты предполагаемых к использованию решений по улучшению эксплуатационной точности отечественного ММГ показывает, что они защищены патентами предприятия, имеющими приоритет по отношению к зарубежным аналогам [35].

В следующем разделе рассматривается задача увеличения f_p до 21 кГц при сохранении смещения нуля в пуске на уровне $5-10^\circ/\text{ч}$, подавления B_q и B_i во всем температурном диапазоне работы ММГ. В этом случае два первых члена в выражении (1) оказываются равными нулю, а акустические помехи при $f_a < 20$ кГц не будут искажать работу ММГ.

V. ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОДНОЙ СТРУКТУРЫ И МЕТОДОВ ФОРМИРОВАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ НАПРЯЖЕНИЙ

Повышение f_p рассматривается как эффективный метод повышения вибро- и ударостойкости, снижения влияния акустических помех. Исследования влияния масштабирования по частоте f_p (от 15 до 100 кГц) базовой конструкции ММГ показали, что увеличение f_p повышает устойчивость датчика к механическим воздействиям, однако может сопровождаться значительным уменьшением чувствительности и возрастанием квадратурной помехи [23].

В предлагаемой работе мы рассмотрим вопросы оптимизации электродной структуры применительно к ММГ RR-типа при изменении величины f_p при сохранении конфигурации ПМ.

Для сохранения достигнутой в ММГ точности при значении $f_p = f_{p1}$ при переходе к частоте f_{p2} примем, что системой управления ММГ коэффициент преобразования Ω в момент Кориолиса остается неизменным. В этом случае величина $\gamma \cdot f_p = \text{const}$ (γ – амплитуда первичных колебаний). Обозначив эту постоянную величиной A , можно получить оценки для момента M , формируемого гребенчатым двигателем по оси первичных колебаний:

$$M_2 = M_1 c_2 / c_1, \quad (2)$$

где M_2 , M_1 – моменты при f_{p2} , f_{p1} соответственно, а c_2 , c_1 – коэффициенты демпфирования при γ в уравнении движения ПМ по оси γ .

На частотах $f_p < 50$ кГц отношение $c_2/c_1 \approx f_{p2}/f_{p1}$ [23]. Отметим, что при применяемом ASIC возрастание момента

в 3 раза при переходе от 8 к 20 кГц допустимо. Но при уменьшении амплитуды первичных колебаний длина зубцов также может быть снижена, что приведет и к снижению c_2 .

Расчёты, проведённые для существующей конструкции ЧЭ, показали, что при уменьшении длины зубцов электродов, отвечающих за возбуждение первичных колебаний, с 9 до 2° соотношение полезной и паразитной емкостей (что эквивалентно отношению «сигнал–шум») увеличивается более чем на порядок. Это высвобождает полезную площадь, на которой можно разместить дополнительные гребёнки для формирования момента, достаточного для поддержания первичных колебаний с повышенной резонансной частотой.

Уменьшение амплитуды γ при возрастании частоты в f_{p2}/f_{p1} раз приводит к ухудшению отношения «сигнал–шум» (S/N) в канале первичных колебаний, выражение для которого может быть представлено в виде [36, 37]

$$S/N \equiv \frac{V_a f_1 \Delta C / \gamma}{V_{ш} f_2 C_n}, \quad (3)$$

где V_a , $V_{ш}$ – соответственно амплитуды напряжения возбуждения схемы преобразования ёмкость–напряжение и шума, $\Delta C/\gamma$ – коэффициент преобразования ёмкостного датчика; C_n – паразитная ёмкость на входе этой схемы.

В связи с тем что величины V_a , $V_{ш}$ определяются ASIC и недоступны для корректировки, единственным способом сохранения величины S/N является повышение отношения $(\Delta C/\gamma)/C_n$.

В канале вторичных колебаний при увеличении частоты имеет место снижение коэффициента передачи резонансного контура на резонансной частоте, что приводит к возрастанию шума, обусловленного шумом преобразователя ёмкость–напряжение, пропорционально отношению (f_{p2}/f_{p1}) . Однако дополнительным источником шума в существующем ММГ является сигнал, определяемый произведением $V_d \varphi_{\text{сг}}$ при неподавленной квадратуре и изменяющейся величине $\varphi_{\text{сг}}$. Оптимизация конфигурации измерительных электродов в соответствии с [38] позволит в 1,3 раза снизить шум. Дополнительными возможностями уменьшения шума являются такие приемы, как снижение зазора и увеличение изоляционного слоя SiO_2 под электродами. Однако более существенный вклад в снижение шума может внести подавление квадратурной составляющей. Для того чтобы реализовать подавление квадратурной и синфазной составляющих в рабочем диапазоне температур, предложены блок-схемы формирования напряжений на дополнительно введенных электродах, показанные на рис. 1. Суть предлагаемого решения заключается в компенсации указанных составляющих с помощью встроенного (или внешнего) датчика температуры и априорной оценке температурных зависимостей [27]. Поскольку зависимости квадратурной и синфазной составляющих от температуры носят монотонный характер, их компенсация позволяет снизить внесимую ими погрешность на два порядка, тем самым повысив «эксплуатационную» точность ММГ и снизив нестабильность смещения нуля до 50–100°/ч при сохранении нестабильно-

сти нуля в пуске. Предложенный способ компенсации может быть реализован за счет использования отечественной элементной базы в дополнение к применяемой ASIC. Дальнейшее улучшение точности может быть достигнуто за счет использования многомассовых ЧЭ RR-или LL-типа [13, 32].

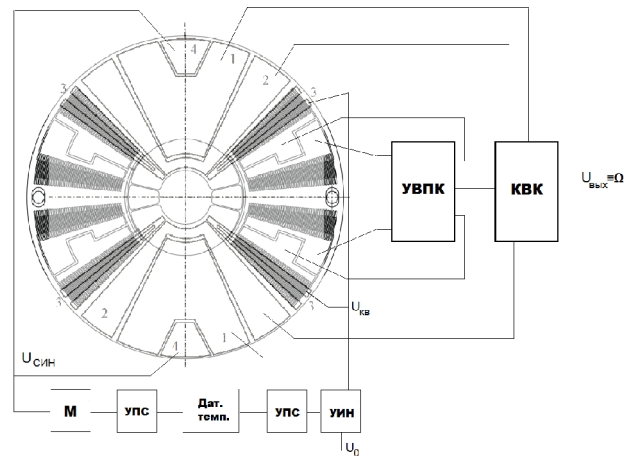


Рис. 1. Блок-схема формирования напряжений для подавления квадратурной и синфазной составляющей: УВПК – устройство возбуждения первичных колебаний; КВК – канал вторичных колебаний; дат. темп. – датчик температуры (может быть как встроенным, так и внешним по отношению к ЧЭ); УПС – устройство преобразования сигналов, М – модулятор; УИН – управляемый источник напряжения

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен поэтапный подход к повышению «эксплуатационной» точности отечественного ММГ RR-типа. Он не требует изменения технологии изготовления ЧЭ и применяемого ASIC и заключается в изменении электродной структуры ЧЭ и повышении резонансной частоты подвеса. Применяемый ASIC должен быть дополнен низкочастотной схемой преобразования электрического сигнала, реализующей полиномиальную зависимость.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Bernstein, J., Cho, S., King, A.T., Kourepenis, A., Maciel, P., Weinberg, M., A Micromachined Comb-Drive Tuning Fork Rate Gyroscope, IEEE, 1993. 0-7803-0957-2193.
- [2] Funk, K., Emmerich, H., Schilp, A., Offenberger, M., Neul, R., Larmer, F., A surface micromachined silicon gyroscope using a thick polysilicon layer, MEMSYS, 1999, 746752, pp. 57–60.
- [3] Gyroscopes and IMUs for Defense Aerospace & Industrial Yole Developpement, France, September 2012.
- [4] Froyum, K., et al, Honeywell Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) Inertial Measurement Unit, IMU, Proceedings of the 2012 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, 23–26 April 2012, pp.831–836
- [5] Neul, R., et al., Micromachined Angular Rate Sensors for Automotive Applications, IEEE Sensors Journ., 2007, vol. 7, no. 2, pp. 302–309.
- [6] Classen, J., Frey, J., Kuhlmann, B., Ernst, P., MEMS Gyroscopes for Automotive Applications, Advanced Microsystems for Automotive Applications, 2007, VDI-Buch, Part 5, pp. 291–306.
- [7] Грязин Д.Г., Ковалев А.С., Лычев Д.И., Шадрин Ю.В. Исследование режима функционирования микромеханического гироскопа с совмещенными частотами по осям первичных и вторичных колебаний // Научное приборостроение. 2007. Т. 17. Вып. 2. С. 48–53.

- [8] Shkel, A., Micromachined Gyroscopes: Challenges, Design Solutions, and Opportunities, *Proceedings of the SPIE*, 4334: 7485.
- [9] Sharma, A., CMOS Systems and Circuits for Sub-degree per Hour MEMS Gyroscopes, Ph.D. dissertation, Electrical and Computer Engineering Dept., Georgia Institute of Technology, December 2007, 181 pp.
- [10] Zimmermann, S., et al. Prototype of a MEMS IMU for AHRS Applications, *Symposium Gyro Technology*, Karlsruhe, 16–17 September 2008.
- [11] Herberth, U., Rende, J., Lutz, H., Development of Inertial Sensors for AHRS considering DO-254, *Inertial Sensors and Systems*, 2018 Braunschweig, Germany, p. 22.
- [12] Chaumet, B. et al., A New Silicon Tuning Fork Gyroscope for Aerospace Applications, *Symposium Gyro Technology*, 2009, Karlsruhe, 13 p.
- [13] Geen, J.A., Mode-matching apparatus and method for micromachined inertial sensors, Pat.US8616055.
- [14] Zhao, Q., Lin, L., Yang, Z., Dong, L., and Yan, G., A micromachined vibrating wheel gyroscope with folded beams, *Proc. IEEE Conf. Sensors*, Nov. 2013, pp. 1–4.
- [15] Sheng, B., et al., Design of a Dual Quantization Electromechanical Sigma-Delta Modulator MEMS Vibratory Wheel Gyroscope, *Journal of Microelectromechanical Systems*, vol. 27, no. 2, pp. 218–230.
- [16] https://northropgrumman.litef.com/fileadmin/downloads/Datenblaetter/Datenblatt_uIMU-M.pdf.
- [17] Пешехонов В.Г., Некрасов Я.А. Результаты испытаний микромеханического гироскопа RR-типа // XVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2010. С. 9–17.
- [18] Некрасов Я.А. и др. Улучшение эксплуатационных характеристик отечественного микромеханического гироскопа RR-типа // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2014. С. 226–235.
- [19] Евстифеев М.И., Елисеев Д.П. Оптимизация конструкции подвижного электрода микромеханического гироскопа RR-типа // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 2 (97). С. 66–75.
- [20] Евстифеев М.И., Елисеев Д.П. Микромеханический вибрационный гироскоп. Патент РФ № 2561006.
- [21] Son, Y., et al., Rocking Drones with Intentional Sound Noise on Gyroscopic Sensors, *24th USENIX Security Symposium*, 2015, pp. 881–896.
- [22] Roth, G., Simulation of the Effects of Acoustic Noise on MEMS Gyroscopes, A Thesis, Auburn University, 2009, 120 pp.
- [23] Liewald, J., Kuhlmann, B., Balslink, T., Manoli, Y. A 100 kHz vibratory MEMS gyroscope. *Journal of Microelectromechanical systems*, October 2013, vol. 22, no. 5, pp. 1115–1125.
- [24] Walther, A., et al., Bias Contribution in a MEMS Tuning Fork Gyroscope, *Journal Of Electromechanical Systems*, 2013, vol. 22, №2.
- [25] Clark, W., Juneau, T., Howe, R., Method of fabricating a sensor. Pat US6296779.
- [26] Prikhodko, I.P., et al., Compensation of drifts in high-Q MEMS gyroscopes using temperature self-sensing, *Sensors and Actuators A: Physical*, 2013, vol. 201, pp. 517–524.
- [27] Люкшонков Р.Г. Термокомпенсация в микромеханических гироскопах с контуром стабилизации амплитуды первичных колебаний, автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук. СПб., 2016. 18 стр.
- [28] Некрасов Я.А. и др. Влияние поступательных вибраций, ударов и акустических помех на характеристики микромеханического гироскопа // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. № 2. С. 56–67.
- [29] Acar, A.C., Shkel, A., MEMS Vibratory Gyroscopes Structural Approaches to Improve Robustness, Springer, 2009, 262 pp.
- [30] Trusov, A.A., Schofield, A.R., Shkel, A.M., Study of substrate energy dissipation mechanism in in-phase and anti-phase micromachined vibratory gyroscopes, *IEEE Sensors*, 2008, pp. 168–171.
- [31] Dean, R., et al., On the degradation of MEMS gyroscope performance in the presence of high power acoustic noise, *ISIE 2007*, p. 1435–1440.
- [32] Евстифеев М.И., Розенцвейн Д.В. Использование многомассовых систем для повышения вибростойкости микромеханических гироскопов // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики. 2009. № 1 (59). С. 40–44.
- [33] Баранова Е.А., Евстифеев М.И., Елисеев Д.П. Моделирование воздействия поступательных вибраций на микромеханический гироскоп RR-типа компенсационного преобразования // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 3.
- [34] Perlmutter, M., Breit, S., The future of the MEMS inertial sensor performance, design and manufacturing, *DGON Inertial Sensors and Systems (ISS)*, 2016, P10, 12 p.
- [35] Некрасов Я.А., Красовский В.С. О качестве экспертизы зарубежными патентными ведомствами заявок на патенты по критерию новизны интеллектуальная собственность. 2018. № 9. С. 13–20.
- [36] Weinberg, M., Kourepenis, A., Error sources in in-plane silicon tuningfork MEMS gyroscopes, *IEEE J. Microelectromech. Syst.*, 2006, vol. 15, pp. 479–491.
- [37] Некрасов Я.А., Беляев Я.В., Беляева Т.А., Багаева С.В. Электрические схемы емкостных датчиков микромеханического гироскопа RR-типа // Научное приборостроение. 2008. Т. 18. № 1.
- [38] Некрасов Я.А., Багаева С.В. Микромеханический гироскоп RR-типа. Пат. РФ 2375678.

Разработка комбинированной модели кварцевого маятникового акселерометра с реализацией замкнутого контура управления и оптимизацией параметров прибора*

Д.С. Гнусарев

Филиал ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус»
410019, Россия, г. Саратов, ул. Осипова, д. 1
men4eg@gmail.com

Аннотация — В докладе приводятся результаты компьютерного моделирования движения инерционных масс чувствительного элемента кварцевого маятникового акселерометра, изготовленного из кварцевого стекла марки КУ-1. Особое внимание уделяется построению замкнутого контура обратной связи и результатам моделирования во временной области при различных входных воздействиях. Проводится сравнение результатов моделирования в различных программных комплексах.

Ключевые слова — акселерометр, комбинированная модель, маятник, регулятор, оптимизация параметров

I. ВВЕДЕНИЕ

Объектом исследования является кварцевый маятниковый акселерометр компенсационного типа производства филиала ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус» (г. Саратов) [1]. Рассматриваемый акселерометр в качестве чувствительного элемента входит в каждый измерительный канал шестикомпонентного блока измерителей линейных ускорений с неортогональной ориентацией осей чувствительности. С 2002 г. блок применяется в составе системы управления спускаемого аппарата космического корабля «Союз-ТМА» [2]. По заказу РКК «Энергия» (г. Королев) с 2016 г. проводится модернизация блока путём замены в измерительных каналах аналоговой системы управления акселерометром на цифровую (ЦСУ). Модернизированный блок прошёл все виды испытаний и с 2019 г. должен заменить блок акселерометров с аналоговой системой обратной связи в системе управления космического корабля «Союз», а также войти в систему управления транспортного космического корабля «Прогресс» [3–7].

Исследованию характеристик маятниковых акселерометров посвящено немалое количество зарубежных публикаций, в том числе исследованиям с помощью 3D-моделирования [8–10], но конкретной методики зачастую не приводится.

Статья посвящена разработке физической модели прибора в среде для 3D-моделирования, расчёту резонансных частот и математическому описанию движения чувствительного элемента кварцевого маятникового акселеромет-

ра (КМА) при различных входных воздействиях. К текущему моменту реализована не только физическая модель прибора по рабочим чертежам с описанием используемых материалов, но и сформирован в этой же среде регулятор в виде системы дифференциальных уравнений в форме Коши, в связи с чем исследуемая модель была названа комбинированной. Реализация такой модели позволяет проводить компьютеризированное исследование поведения прибора как замкнутой системы автоматического управления, например, при изменении механических параметров чувствительного элемента акселерометра и оценке влияния контура регулирования на качество управления при изменении коэффициентов регулятора. Также, для сравнения, была реализована упрощённая модель прибора в программном комплексе Matlab. В настоящем докладе рассмотрено решение нескольких задач, таких, как исследование характеристик акселерометра с замкнутой цепью обратной связи в статическом и динамическом режимах работы при использовании различных вариантов конструкции маятника; решение задачи компенсации разбалансировки маятника с использованием рассматриваемой среды для 3D-моделирования и ряд других, что в итоге позволяет провести оптимизацию параметров акселерометра с ЦСУ.

II. МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

На рис. 1 показана упрощённая модель чувствительного элемента маятникового акселерометра с замкнутым контуром обратной связи. Маятник акселерометра, представляющий собой кварцевый диск, является основной частью чувствительного элемента КМА и представляет собой, так называемую, физическую модель. Кду и Кдм – коэффициенты передачи датчиков угла и момента, соответственно. Регулятор формируется в виде системы дифференциальных уравнений в форме Коши. Такой способ построения модели позволяет избежать применения программного комплекса Matlab и операций, связанных с передачей данных между программами в процессе моделирования, что делает сам процесс моделирования более контролируемым и снижает требования к аппаратным ресурсам.

Для сравнения была построена аналогичная модель прибора в программном комплексе Matlab (рис. 2). В этом слу-

чае маятник представляется в виде точки в одномерном пространстве, задаются жёсткость подвеса, показатель демпфирования и ограничители перемещений, соответствующие таковым в приборе. Регулятор формируется в виде передаточной функции по Лапласу [11]. При моделировании с использованием такой модели получаются схожие результаты, однако ряд эффектов, являющихся особенностью конструктивного исполнения чувствительного элемента, не проявляются. Так как именно такие эффекты представляют наибольший интерес, результаты моделирования с применением этой модели (рис. 2) в статье не приводятся.

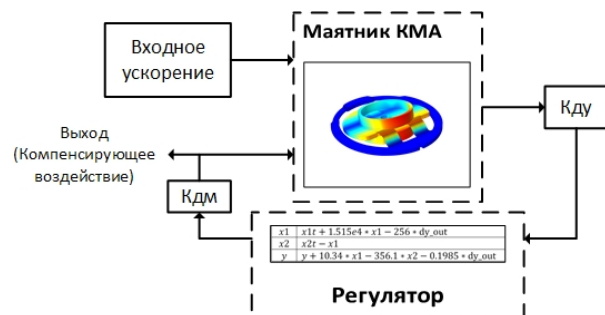


Рис. 1. Модель чувствительного элемента кварцевого маятникового акселерометра с замкнутым контуром обратной связи

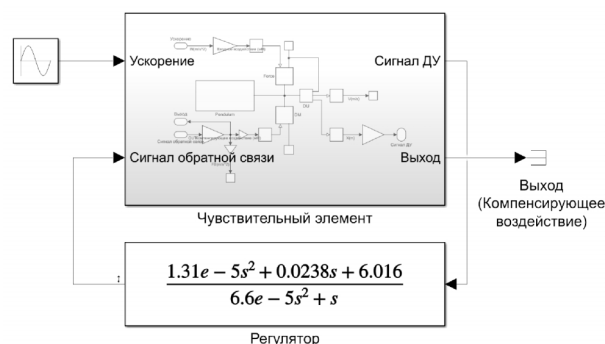


Рис. 2. Модель кварцевого маятникового акселерометра с замкнутым контуром обратной связи в среде Matlab

Одной из задач, стоящих перед разработчиками КМА на нашем предприятии, является исследование влияния разбалансировки вследствие несовпадения центра масс маятника и центра приложения сил обратной связи, в результате чего маятник под действием входного ускорения и компенсирующего воздействия не может вернуться в горизонтальное положение. При этом система находится в устойчивом состоянии, а остаточные напряжения в объёме кварцевого диска вносят дополнительные погрешности в выходной сигнал прибора. Далее приводятся результаты исследования этого эффекта и формируются рекомендации по его устранению.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

На рис. 3 показан график переходного процесса компенсирующего воздействия в цепи обратной связи акселерометра, полученный при моделировании, а также величина

на входного воздействия. Время переходного процесса составляет около 8 мс. Акселерометр должен иметь астатическую систему управления для того, чтобы не накапливалась статическая ошибка, в связи с чем графики на рис. 3 после окончания переходного процесса должны совпасть. Несовпадение графиков на рис. 3 обусловлено разбалансировкой маятника, а численно эта разница пропорциональна величине жёсткости подвеса и составляет 0,2641 мН.

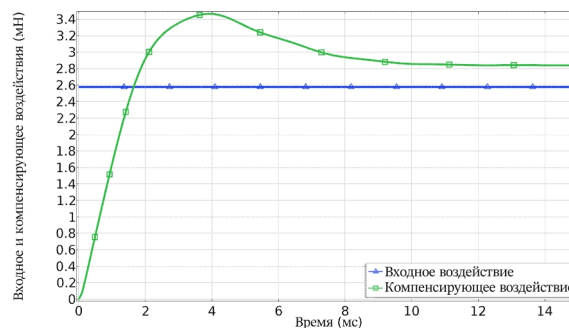


Рис. 3. Переходный процесс кварцевого маятникового акселерометра

Одним из способов устранения разбалансировки маятника является добавление балансирующих масс [12]. Таким образом, центр масс маятника сопоставляется с точкой приложения компенсирующего воздействия. Необходимая балансирующая масса для устранения эффекта разбалансировки по расчетам составила 30,7 мг. Несмотря на очевидность такого метода, реализация его затруднена рядом причин, связанных с технологией изготовления чувствительного элемента: масса должна быть идеально выверена и надёжно закреплена на составных частях маятника; массу необходимо распределять и закреплять симметрично относительно плоскости диска маятника; учитывая допуски на геометрические размеры всех частей маятника, массу необходимо подбирать для каждого образца индивидуально. Кроме того, изменение массы объекта приводит к необходимости корректировки коэффициентов регулятора в управляющем контуре. Все это делает реализацию обсуждаемого способа балансировки затруднительной в условиях крупного производства.

Вторым из рассматриваемых способов устранения разбалансировки маятника является неоднородное распределение компенсирующего воздействия на катушках датчика момента. На рис. 4 показан график переходного процесса компенсирующего воздействия акселерометра после балансировки вторым способом. Разница между графиками входного и компенсирующего воздействий после окончания переходного процесса составила 0,0022 мН. Из результатов моделирования видно, что такой способ даёт лучшие результаты в части решения проблемы разбалансировки маятника, позволяя добиться требуемого результата без внесения изменений в конструкцию чувствительного элемента акселерометра.

Рассмотрим результаты математического моделирования при решении задачи минимизации вибрационной ошибки выходного сигнала акселерометра, возникающей при воздействии переменного ускорения и соответственно при расклатке маятника (рис. 5).

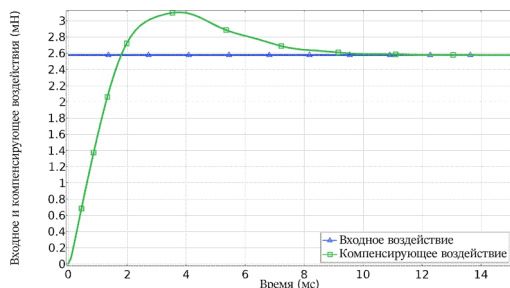


Рис. 4. Переходный процесс кварцевого маятникового акселерометра после балансировки распределением компенсирующего воздействия

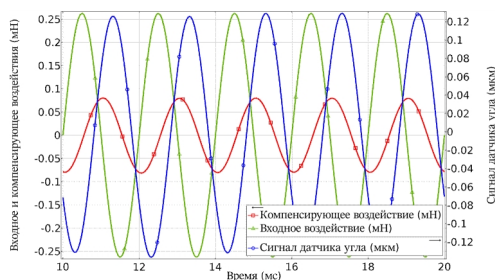


Рис. 5. График работы прибора под действием переменного ускорения частотой 500 Гц

Частично задача решена расширением полосы пропускания прибора и в настоящий момент вибрационная ошибка выходного сигнала составляет $15 \cdot 10^{-3} \text{ g}$ при воздействии синусоидальной вибрации частотой от 20 до 2000 Гц и $10 \cdot 10^{-3} \text{ g}$ при воздействии широкополосной случайной вибрации частотой от 20 до 2000 Гц.

При решении задачи устранения разбалансировки маятника было замечено, что после балансировки маятника распределением компенсирующего воздействия (второй способ) значительно снижается раскачка маятника под действием переменного ускорения (рис. 6), чего не происходит при добавлении балансировочной массы (первый способ). Амплитуда перемещений маятника в этом случае снижена с 0,129 мкм до 0,0008 мкм.

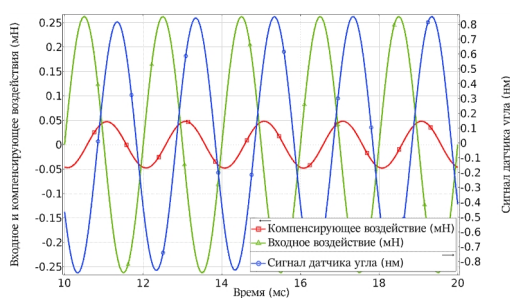


Рис. 6. График работы прибора под действием переменного ускорения частотой 500 Гц после балансировки распределением компенсирующего воздействия

Полученные из моделирования данные говорят о том, что при решении задачи минимизации вибрационной погрешности одну из ключевых ролей играет балансировка маятника. Однако не любой из способов балансировки позволяет добиться требуемого результата в условиях крупного производства.

Решение описанных в работе задач требует изучения принципов работы прибора и протекающих в нём при этом процессов. Описанная модель подходит для этого наилучшим образом, а иногда является единственным вариантом для получения необходимых знаний.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Построена модель чувствительного элемента маятникового акселерометра с замкнутым контуром обратной связи, которая может быть применена при решении широкого спектра задач, связанных как с модернизацией самого чувствительного элемента маятникового акселерометра, так и с оптимизацией управляющего контура. Это, в свою очередь, позволяет проводить комплексную оптимизацию параметров прибора.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Мельников В.Е. Электромеханические преобразователи на базе кварцевого стекла. М.: Машиностроение, 1984. 160 с.
- [2] Калихман Д.М. и др. Измеритель вектора кажущегося линейного ускорения – прибор БИЛУ КХ69-042 для СУ спускаемого аппарата корабля «Союз-ТМА» // Материалы XIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электронприбор», 2006. С. 253–263.
- [3] Калихман Д.М., Гребенников В.И. и др. Результаты экспериментальной отработки термоинвариантного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью и перепрограммируемым диапазоном измерения // Материалы XXIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2016. С. 139–157.
- [4] Пат. 2615221 Российская Федерация. Способ обеспечения виброустойчивости маятникового акселерометра линейных ускорений с цифровой обратной связью и виброустойчивый маятниковый акселерометр / Д.М. Калихман [и др.]; приор. 30.04.2015; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 04.04.2017, Бюл. № 10.
- [5] Пат. 2627970 Российская Федерация. Способ обеспечения линейности масштабного коэффициента маятникового широкодиапазонного акселерометра компенсационного типа / Д.М. Калихман [и др.]; приор. 14.11.16; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 14.08.17, Бюл. № 23.
- [6] Пат. 2626071 Российская Федерация. Способ обеспечения линейности масштабного коэффициента маятникового акселерометра компенсационного типа / Д.М. Калихман [и др.]; приор. 03.06.16; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 21.07.2017, Бюл. № 21.
- [7] Скоробогатов В.В. Основы разработки безобогревных термоинвариантных измерителей угловых скоростей и кажущихся ускорений для систем управления ракетно-космическими объектами. Автореферат диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук. Саратов: 2018. 24 с.
- [8] Brownjohn, J.M.W., A Folded Pendulum Isolator for Evaluating Accelerometer Performance, *Experimental Techniques*, 2008, 33(1), pp. 33–37.
- [9] Lu, Y., and other, Measurement Method of Magnetic Field for the Wire Suspended Micro-Pendulum Accelerometer, *Sensors*, 2015, 15 (4), pp. 8527–8539.
- [10] Christ, R.D., Wernli Sr., R.L., The ROV Manual (Second Edition). Navigational Sensors, 2014. 712 p.
- [11] Бесекерский В.А. Теория систем автоматического регулирования / Е.П. Попов. М.: Наука, 1975. 767 с.
- [12] Сео Дже Бом. Оптимизация параметров и моделирование рабочих режимов в компенсационных акселерометрах типа Q-flex и Si-flex. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук. М.: 2012. 16 с.

Оценка влияния внешних воздействий на характеристики кольцевого конфокального резонатора*

Самал Бекбауова

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем,
СПбГЭТУ «ЛЭТИ»
Санкт-Петербург, Россия
bekbauova1995@bk.ru

Егор Шалымов

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем,
СПбГЭТУ «ЛЭТИ»
Санкт-Петербург, Россия
ShEV1989@yandex.ru

Юрий Филатов

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем,
СПбГЭТУ «ЛЭТИ»
Санкт-Петербург, Россия
yvfilatov@mail.ru

Владимир Венедиктов

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем,
СПбГЭТУ «ЛЭТИ»
Санкт-Петербург, Россия
vlad.venediktov@mail.ru

Наталья Николаева

Кафедра лазерных измерительных и навигационных систем,
СПбГЭТУ «ЛЭТИ»
Санкт-Петербург, Россия
natalianikandr@mail.ru

Аннотация — Анализируется влияние на характеристики одной из возможных конфигураций кольцевого конфокального резонатора внешних воздействий, которые резонатор может испытывать при работе в составе миниатюрного оптического резонаторного гироскопа. При исследовании кольцевого конфокального резонатора используется пакет мультифизического моделирования OOFELIE::Multiphysics.

Ключевые слова — *кольцевой конфокальный резонатор, метод Фокса и Ли, оптический резонаторный гироскоп, компьютерное моделирование*

I. ВВЕДЕНИЕ

Спектр открытого кольцевого резонатора, состоящего из p повторяющихся периодов, определяется следующим выражением [1, 2]:

$$\nu_{nmq} = \frac{c}{L} \left[q + \frac{p}{2\pi} \left(n + \frac{1}{2} \right) \arccos \left(\frac{A_1 + D_1}{2} \right) + \right. \\ \left. + \frac{p}{2\pi} \left(m + \frac{1}{2} \right) \arccos \left(\frac{A_2 + D_2}{2} \right) + \frac{1}{2} \varepsilon \right], \quad (1)$$

где c — скорость света в вакууме; L — оптическая длина осевого контура резонатора; q — продольный и m, n — поперечные индексы мод; $A_{1,2} + D_{1,2}$ — сумма диагональных элементов лучевых матриц в плоскости резонатора и в перпендикулярной ему плоскости соответственно; ε — коэффициент, равный нулю при четном числе зеркал. В общем случае спектр кольцевых резонаторов имеет гребенчатую форму.

При выполнении $A_{1,2} + D_{1,2} = 0$, наблюдается, что, в частности у кольцевых конфокальных резонаторов, спектр вырождается и становится эквидистантным.

Такие резонаторы могут быть изготовлены в виде единого монолитного элемента (призмы) и использованы, в частности, в качестве чувствительных элементов миниатюрных оптических резонаторных гироскопов [3]. В первом приближении кольцевой конфокальный резонатор можно получить, используя в его составе несколько (не менее трех) отражающих поверхностей: плоские и вогнутые тороидальные (не менее одной) с радиусами кривизны в двух главных меридиональных сечениях, обеспечивающими выполнение условия конфокальности и вырождение спектра [4]. Предлагаемая работа посвящена анализу влияния на характеристики такого резонатора внешних воздействий, которые он может испытывать при работе в составе компактного оптического резонаторного гироскопа: вращение вокруг с угловой скоростью $\Omega = 300$ рад/с; движение с линейным ускорением 100 g; изменение температуры от 20°C до 50°C и от 20°C до -60°C.

II. МОДЕЛЬ КОЛЬЦЕВОГО КОНФОКАЛЬНОГО РЕЗОНАТОРА

В графическом редакторе программы OOFELIE::Multiphysics была построена модель кольцевого конфокального резонатора из фторида кальция, закрепленного на квадратной медной пластинке (рис. 1). Был задан кольцевой конфокальный резонатор в виде призмы, с одной торообразной отражающей поверхностью 2 и с тремя плоскими отражающими поверхностями 1, 3 и 4 (рис. 2). Геометрические параметры резонатора: расстояние между отражающими

ми поверхностями $a = 15$ мм; ширина отражающих поверхностей $b = 5$ мм; толщина призмы $c = 5$ мм; радиусы кривизны торообразной поверхности $R_1 \approx 121$ мм и $R_2 \approx 61$ мм. Сторона медной пластинки 30 мм, а толщина 1 мм. Модель разбита сеткой конечных элементов (рис. 1). Максимальная длина ребер конечных элементов у пластинки 0,5 мм, а у призмы резонатора 0,2 мм. Так как результатами моделирования являются механические деформации резонатора, исходя из величины которых вычисляются оптические характеристики, то указанной дискретизации достаточно для сходимости результатов по сетке. В модели введена декартова система координат $oxyz$: ось oz совпадает с нормалью к медной пластинке; oy направлена на торообразную поверхность.

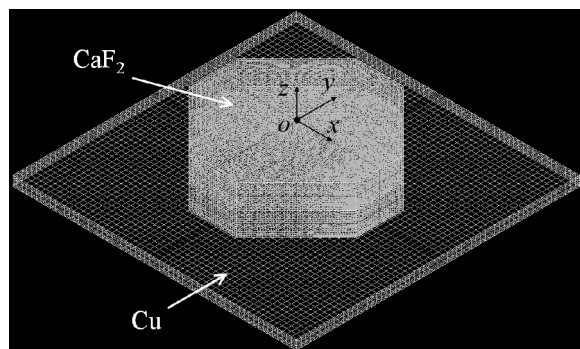


Рис. 1. Модель кольцевого конфокального резонатора

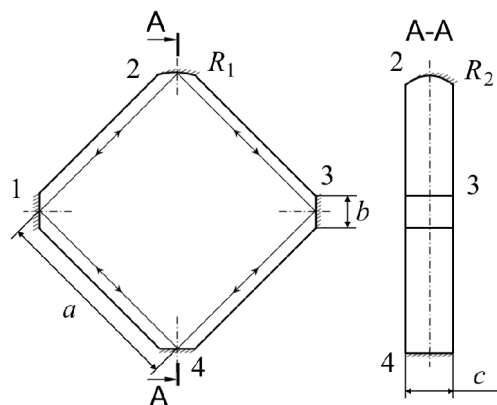


Рис. 2. Параметры кольцевого конфокального резонатора

III. Влияние внешних воздействий

Описанный кольцевой конфокальный резонатор представляет наибольший интерес в качестве чувствительного элемента компактных оптических гироскопов [5]. Поэтому в ходе исследования моделировались реакции резонатора на внешние воздействия, которые он может испытывать при работе в составе оптического резонаторного гироскопа: вращение вокруг с угловой скоростью 300 рад/с; движение с линейным ускорением 100 g; изменение температуры от 20°C до 50°C и от 20°C до -60°C.

Вначале моделировалось вращение резонатора вокруг оси oz с $\Omega = 300$ рад/с. При этом отражающие поверхности слегка наклоняются, форма отражающих поверхностей

практически не искажается, а длина осевого контура резонатора изменяется на величину $\Delta L \approx 2.1 \times 10^{-9}$ м.

Очевидно, что у рассматриваемого резонатора из-за изменения длины осевого контура полусумма элементов главной диагонали лучевых матриц станет отличной от нуля и изменится на величину:

$$1 - (L + \Delta L)/L. \quad (2)$$

В результате вырожденные по частоте моды сдвинутся относительно фундаментальных поперечных мод на величину $\Delta\nu$, что, в частности, ведет к снижению добротности резонатора и может привести (если $\Delta\nu$ превышает или близка к ширине спектральной линии фундаментальной продольной моды) к отмене вырождения спектра резонатора.

Исходя из (1) и (2), вращение резонатора с $\Omega = 300$ рад/с вызовет $\Delta\nu \approx 54$ Гц. При добротности резонатора $Q = 10^9$ указанный сдвиг частот незначительно снижает ее величину (до 9.997×10^8).

Далее моделировалось движение с линейным ускорением 100 g вдоль оси oz и в плоскости резонатора. В первом случае длина осевого контура изменяется на $\Delta L \approx 1.0 \times 10^{-9}$ м, $\Delta\nu \approx 26$ Гц, а изменение добротности пренебрежимо мало. Во втором случае длина осевого контура изменяется на $\Delta L \approx 10^{-16}$ м, $\Delta\nu$ и изменение добротности пренебрежимо малы. Но при равноускоренном движении наблюдаются изменения формы и наклона отражающих поверхностей, что может привести к изменению оптических свойств резонатора. Это планируется исследовать в будущем с использованием адаптированного для кольцевых резонаторов метода Фокса и Ли [6].

Также моделировались влияние изменения температуры от 20°C до 50°C и от 20°C до -60°C. При этом отражающие поверхности значительно наклоняются и деформируются, а длина осевого контура изменяется, соответственно, на $\Delta L \approx 21 \times 10^{-6}$ м и $\Delta L \approx -56 \times 10^{-6}$ м. При добротности резонатора $Q = 10^9$ сдвиги частот значительно превышают ширину его спектральной линии, и спектр из эквидистантного превращается в гребенчатый.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С использованием компьютерного моделирования проанализировано влияние на характеристики одной из возможных конфигураций кольцевого конфокального резонатора внешних воздействий, которые резонатор может испытывать при работе в составе миниатюрного оптического резонаторного гироскопа. При вращении с угловой скоростью 300 рад/с или движении с линейным ускорением 100 g сохраняется вырождение спектра. Однако при этом наблюдаются некоторые изменения формы и наклона отражающих поверхностей, которые могут привести к изменению оптических свойств резонатора. Это планируется исследовать в последующих работах по обсуждаемой тематике. При изменении температуры окружающей среды от 20°C до 50°C или от 20°C до -60°C спектр превращается в гребенчатый, и в этом случае резонатор нельзя использовать

в качестве чувствительного элемента оптического резонаторного гироскопа. Выходом из данной ситуации является либо термостабилизация резонатора, либо изменение конструкции и материала резонатора. Например, можно составить кольцевой конфокальный резонатор из нескольких зеркал или призм закрепленных на корпусе из термостабильного материала [7].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kogelnik, H., Li, T., Laser beams and resonators, *Appl. Opt.*, 1966, vol. 5, no. 10, pp. 1550–1567.
- [2] Быков В.П., Силичев О.О. Лазерные резонаторы. М.: Физматлит, 2004. С. 104–107.
- [3] Filatov, Y.V., Sevryugin, A.A., Shalymov, E.V., Venediktov, V.Y., Frequency properties of the confocal ring cavity, *Optical Engineering*, 2015., vol. 54, no. 4, pp. 044107.
- [4] Шалымов Е.В. О вырождении поперечных мод в кольцевом конфокальном резонаторе // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2015. № 4. С. 64–68.
- [5] Gorelaya, A.V., Filatov, Yu.V., Shalymov, E.V., Venediktov, V.Yu., Investigation of properties of the confocal ring resonators, *Proc. SPIE*, 2017, 10438, pp. 104380J.
- [6] Venediktov, V.Yu., Filatov, Yu.V., Shalymov, E.V., Passive ring resonator micro-optical gyroscopes, *Quantum Electronics*, 2016, vol. 46, no. 5, pp. 437–446.
- [7] Filatov, Yu.V., Gorelaya, A.V., Shalymov, E.V., Venediktov, V.Yu., Optical gyros operating using the phase characteristic of the ring confocal resonator, *Proc. SPIE*, 2018, 10821, pp. 108210B.

Методика оценки точности косвенного метода калибровки бесплатформенного инерциального измерительного блока

Л.В. Водичева

АО НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова
Екатеринбург, Россия
avt@npoa.ru

Ю.В. Парышева

АО НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова
Екатеринбург, Россия

Аннотация—Приводится краткий анализ возможных версий косвенного метода калибровки бесплатформенного инерциального измерительного блока. Рассматривается версия, в которой уравнения измерения имеют простую форму, поддаются декомпозиции и решаются простым алгебраическим путем. Приводится методика получения аналитических соотношений, связывающих погрешности калибровки с их источниками, и сами соотношения. Анализируется влияние на точность калибровки самих калибруемых параметров, некалибруемых параметров и погрешностей калибровочного оборудования.

Ключевые слова—БИНС, инерциальный измерительный блок, калибровка, косвенный метод

I. ВВЕДЕНИЕ

Достижение максимально возможной точности измерений при ограничениях на затраты стало одним из трендов в измерительной технике. Это касается как собственно измерительных приборов, так и оборудования, обеспечивающего их калибровку. Вопросы использования относительно грубых поворотных столов для калибровки точностных параметров прецизионных бесплатформенных инерциальных измерительных блоков (БИИБ) обсуждаются в литературе, начиная с середины 1970-х годов. Особое внимание уделяется оценке масштабных коэффициентов и углов привязки осей чувствительности датчиков угловой скорости (ДУС). Эти параметры, в отличие от погрешностей акселерометров и смещений нуля ДУС, не могут быть оценены при обработке информации БИИБ в неподвижных относительно Земли программных положениях.

Эта задача может быть решена с помощью достаточно простого поворотного стола (а не дорогостоящего вращательного стенда) и косвенного метода калибровки, который впервые был описан Полом Сэвджем (Paul G. Savage) [1]. Метод получил теоретическое и практическое развитие, широко обсуждался и продолжает обсуждаться в литературе. В данном докладе приводится краткий анализ возможных версий косвенного метода.

В большинстве работ, посвященных калибровке БИНС, точностные параметры датчиков и погрешности их определения оцениваются с помощью фильтра Калмана. Это не дает ясной физической интерпретации влияния различных

источников погрешностей на точность калибровки каждого из параметров. Целью данной работы является вывод аналитических соотношений для погрешностей косвенной калибровки как функций от их источников и подтверждение полученных результатов путем математического моделирования процесса калибровки. Задача решается применительно к стандартному БИИБ, построенному на базе трех акселерометра и трех ДУС с ортогональными осями чувствительности. Соотношения для оценки параметров и погрешностей калибровки выводятся для версии метода, в которой уравнения измерения имеют простую форму, поддаются декомпозиции и решаются простым алгебраическим путем [2].

II. КРАТКИЙ АНАЛИЗ КОСВЕННЫХ МЕТОДОВ КАЛИБРОВКИ

Косвенный метод стендовой калибровки БИНС представлен в литературе под различными названиями: испытания БИНС при разворотах; метод, использующий «аналитическую платформу»; калибровка по навигационным параметрам; калибровка в инерциальном режиме; скоростной метод. Название косвенный метод (indirect method) появилось в фундаментальной работе Джона Дизеля (John W. Diesel), опубликованной в 1987 году [2]. Версии косвенного метода отличаются между собой перечнем оцениваемых параметров, последовательностью программных ориентаций и разворотов, способом формирования разностного сигнала измерения, методом оценивания.

Косвенные методы калибровки основаны на моделировании «аналитической платформы» по показаниям датчиков БИИБ в процессе его разворотов и не требуют никаких внешних измерений. Процедура косвенной калибровки состоит из последовательности программных разворотов и фиксированных ориентаций до и после каждого разворота. В процессе разворотов по показаниям ДУС с учетом скорости вращения Земли рассчитывается матрица направляющих косинусов между ортогональной приборной системой координат (ПСК), связанной с осями чувствительности датчиков БИИБ, и географической системой координат (ГСК). В фиксированных положениях рассчитанная матрица используется для пересчета информации акселерометров в оси географической системы координат – таким образом, моделируются показания акселерометров, установленных на гиросtabilизированной платформе. Пересчитанные составляющие кажущегося ускорения со-

держат как погрешности акселерометров, так и погрешности ДУС, зависящие от измеряемой угловой скорости. Последовательность разворотов выбирается таким образом,

чтобы обеспечить наблюдаемость оцениваемых параметров. Обобщенная схема обработки информации при косвенной калибровке приведена на рис. 1.

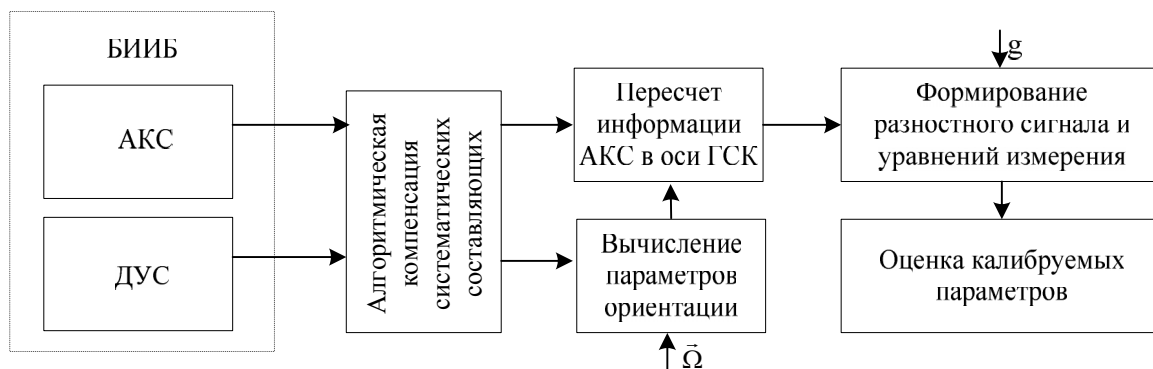


Рис. 1. Обобщенная схема косвенного метода калибровки

Появление косвенного метода было обусловлено необходимостью калибровки БИНС в процессе эксплуатации в условиях отсутствия дорогостоящих высокоточных стендов, обеспечивающих требуемое угловое движение. К первоисточникам можно отнести работы [1–3], в которых рассматриваются как теоретические основы метода, так и его практическое применение к калибровке авиационных БИНС на лазерных гироскопах с помощью относительно грубого оборудования, в работе [1] – фирмы Honeywell; в работе [2] – фирмы Litton; в работе [3] – фирмы Sagem.

Аналитика косвенного метода наиболее подробно представлена в работах Сзведжа, где косвенный метод определяется как испытания БИНС при разворотах (strapdown rotation test – SRT). Этот тест является одним из двух тестов, проводимых при лабораторных испытаниях, в которых оцениваются погрешности датчиков угловой скорости в составе системы [4].

В исходной версии метода [1] программная последовательность разворотов разбита на 15 серий. В процессе калибровки циклическая информация БИНС записывается в память компьютера, входящего в состав калибровочного оборудования, и по окончании всех разворотов обрабатывается.

В начале каждой серии осуществляется автономная начальная выставка, что ограничивает применение метода к калибровке БИИБ низкой точности; затем информация датчиков обрабатывается по алгоритмам стандартной БИНС. Сигнал измерения рассчитывается в конце каждой серии разворотов как изменение горизонтальных составляющих скорости, которые в идеале должны быть нулевыми. Ненулевая скорость обусловлена погрешностями ДУС, которые проявляются при разворотах, и погрешностями акселерометров, которые наблюдаются при изменении ориентации их осей чувствительности относительно ускорения силы тяжести. Вертикальные составляющие сигнала измерения используются для калибровки масштабных коэффициентов акселерометров прямым методом.

В различных сериях проявляется различный набор погрешностей. В результате формируется система из 45 линейных уравнений с 18 неизвестными, которая декомпозируется и легко решается алгебраически. Оцениваются масштабные коэффициенты и углы взаимной привязки осей чувствительности акселерометров и ДУС и смещения нуля акселерометров. Смещения нуля ДУС не оцениваются и являются источником погрешностей. В работе [1] приведены уравнения измерения, их решение и соотношения для погрешностей калибровки, из-за ограничения объема публикации, – без вывода. Вывод основных соотношений вынесен в приложения, копии которых в свое время могли быть получены у автора по запросу.

В процессе теоретического развития и использования на практике исходная версия SRT была Сзведжем переработана. Последняя версия описана в работе [5], которая представляет собой сжатое изложение трехчастной статьи, посвященной детальному рассмотрению процедуры, оборудования, основных соотношений и численных примеров, иллюстрирующих применение метода, и находится в открытом доступе в Интернете [6–8].

Следуя работе Даунса (H.B. Downs), опубликованной в 1982 году [9], в новой версии SRT Сзведж в качестве сигнала измерения использует не изменение скорости в конце серии разворотов, а разность между изменениями скорости до и после серии разворотов. Это существенно снижает требования к точности начальной матрицы, позволяя не реализовывать начальную выставку, а использовать программное значение матрицы направляющих косинусов между ПСК и ГСК, и делает возможным применение метода и к БИИБ низкой точности.

Кроме того, сигнал измерения формируется не как изменение скорости, вырабатываемой навигационной системой, а как среднее значение кажущегося ускорения. Это позволяет не решать полномасштабную навигационную задачу, в чем нет необходимости, а ограничиться моделированием показаний акселерометров, установленных на «аналитической платформе».

Процедура калибровки содержит 14 серий разворотов, которые разбиваются на пять групп в соответствии с физическим смыслом оцениваемых параметров, что упрощает решение системы уравнений измерения. Эта система состоит из 24 уравнений, из которых 9 – вертикальные составляющие ускорения до и после разворотов, используемые для калибровки масштабных коэффициентов акселерометров; остальные 15 – разности горизонтальных ускорений до и после разворотов, используемые для оценки остальных параметров. К оцениваемым первоначально 18 параметрам добавляется еще 6 – несимметричности масштабных коэффициентов ДУС и акселерометров. Так же, как и в первоначальной версии метода, алгоритмы калибровки реализуются в режиме постобработки.

Авторы работы [3] разделяют методы калибровки на две категории: классические методы и методы, использующие «аналитическую платформу» (classical methods and methods using the analytical platform). В рассматриваемом ими косвенном методе калибровки в качестве сигнала измерения используется выходная информация стандартной ИНС на лазерных гироскопах (скорость и параметры ориентации), которая затем обрабатывается в реальном времени высокоточным фильтром Калмана, построенном на основе дифференциальных уравнений погрешностей БИНС.

Так же как и в SRT, калибруемая БИНС устанавливается на двухосном поворотном столе, и после режима гироскопирования переходит в режим навигации. Процедура калибровки содержит 18 разворотов, оценивается 15 параметров: масштабные коэффициенты ДУС и акселерометров, смещения нуля акселерометров, углы взаимной привязки осей чувствительности акселерометров и углы взаимной привязки осей чувствительности ДУС. Погрешности калибровки оцениваются как с помощью математического моделирования (разность между задаваемыми и рассчитанными значениями параметров), так и как результат решения ковариационных уравнений погрешностей в процедуре калмановской фильтрации. Относительные погрешности калибровки составляют не более 3 %, при этом значения погрешностей, полученные моделированием, не превышают значений, оцениваемых фильтром Калмана. Процедура калибровки автоматизирована, аппаратное и программное обеспечение для калибровки БИНС поставляется потребителю вместе с системой.

Время полного цикла калибровки составляет 20 мин. Смещения нуля ДУС оцениваются после косвенной калибровки, что требует еще двух программных ориентаций и более длительного времени наблюдения, определяемого шумами ДУС.

Минимальное количество разворотов имеет версия косвенного метода, предложенная Дизелем [2]. Процедура калибровки содержит 3 серии разворотов по 3 разворота и 4 стационарных участка в каждой – до и после каждого разворота. Длительность разворота составляет около 20 с, длительность стационарного участка – около 5 с. Для оценки зависимостей точностных параметров от температуры процедуры калибровки следуют одна за другой в процессе изменения температуры, общее время калибровки в этом случае составляет несколько часов.

В начале каждой серии БИИБ устанавливается так, что каждая из осей ПСК последовательно ориентируется вдоль местной вертикали. В качестве сигнала измерения, так же, как и в последней версии SRT, используется разность горизонтальных составляющих ускорения, оцениваемых по скорости с помощью фильтра, на стационарных участках до и после каждого разворота. Система уравнений измерения для собственно косвенной калибровки содержит 18 уравнений и 15 неизвестных (ошибки масштабных коэффициентов ДУС и привязки их осей чувствительности между собой и к осям чувствительности акселерометров, смещения нуля и углы взаимной привязки осей чувствительности акселерометров) и решается простым алгебраическим путем по окончании процедуры калибровки. Масштабные коэффициенты акселерометров и смещения нуля ДУС оцениваются прямыми методами в том же наборе программных статических ориентаций; масштабные коэффициенты акселерометров – по вертикальным составляющим ускорения; смещения нуля ДУС – при увеличении длительности статических программных ориентаций до и после разворотов вокруг вертикальной оси до 3 мин – методом двухпозиционного гироскопирования.

В работе Дизеля приводятся основные математические соотношения и поясняется физический смысл косвенной калибровки. В частности, физической основой возможности калибровки масштабного коэффициента ДУС на грубом поворотном стенде является измерение угла поворота БИИБ вокруг оси чувствительности этого ДУС, ориентированной в горизонтальной плоскости, с помощью как ДУС, так и акселерометров. Описанный метод позволяет оценить углы взаимной привязки осей чувствительности датчиков с точностью до единиц угловых секунд, масштабные коэффициенты ДУС – с точностью до тысячных долей процента; однако оценка точности калибровки в работе не приводится.

В настоящее время метод косвенной калибровки с использованием двухосного поворотного стола активно используется при калибровке БИНС различного класса точности на различных типах инерциальных датчиков [10–19]. В большинстве работ сигналом измерения являются навигационные параметры, вырабатываемые стандартной БИНС в географической системе координат (скорость, либо скорость и координаты) [10–15]. Этот подход целесообразен, если потребителем приобретается не БИИБ, а законченная БИНС. В работах, посвященных методу калибровки БИНС, разработанному в лаборатории управления и навигации МГУ им. М. В. Ломоносова, в частности [16], сигналом измерения являются горизонтальные ускорения, формируемые, как и в [2,5], с помощью «аналитической платформы». В процессе испытаний БИИБ вращается вокруг каждой из трех осей ПСК, последовательно ориентируемых в горизонтальной плоскости. В работе [17] используется осредненное на стационарных интервалах значение ускорения. Во всех упомянутых работах оценивание параметров осуществляется методом фильтрации Калмана. Для определения всех точностных параметров прямой и косвенный методы могут быть объединены в единую процедуру оценивания [12,16]. Кроме того, к стандартному набору оцениваемых параметров могут быть добавлены параметры разнесенно-

сти чувствительных масс акселерометров и задержки показаний ДУС и акселерометров относительно времени измерения [10, 16, 18]. В методе, описанном в работе [19], как и в методике, используемой в НПО автоматики для стеновой калибровки БИИБ, за основу взят метод, предложенный Дизелем [2].

III. ПРОЦЕДУРА КАЛИБРОВКИ И УРАВНЕНИЯ ИЗМЕРЕНИЯ

Параметризуем модель основных погрешностей БИИБ следующим образом. Смещения нуля и погрешности масштабных коэффициентов:

$$\text{для акселерометров} - \hat{\dot{w}}_p = (1 + k_p^A) \dot{w}_p + \Delta \dot{w}_p,$$

$$\text{для ДУС} - \hat{\omega}_p = (1 + k_p^G) \omega_p + \Delta \omega_p, \quad p = x, y, z,$$

где $\hat{\dot{w}}_p, \hat{\omega}_p$ – измеренные значения проекций кажущейся ускорения и угловой скорости на оси чувствительности датчиков; $\dot{w}_p, \omega_p$ – фактические значения проекций измеряемых векторов; k_p^A, k_p^G – погрешности масштабных коэффициентов соответственно акселерометров и ДУС; $\Delta \dot{w}_p, \Delta \omega_p$ – смещения нуля соответственно акселерометров и ДУС.

Погрешности ориентации осей чувствительности датчиков в приборной системе координат $OXYZ$ будем задавать через малые углы неортогональности: для акселерометров α_{pq} , для ДУС γ_{pq} , $p, q = x, y, z$; $p \neq q$, где p – ось датчика, q – ось ПСК, таким образом, что нелинеаризованная матрица направляющих косинусов осей датчиков в приборной системе координат будет иметь вид:

$$A(G) = \begin{bmatrix} \cos \alpha(\gamma)_{xy} \cos \alpha(\gamma)_{xz} & \sin \alpha(\gamma)_{xy} & \cos \alpha(\gamma)_{xy} \sin \alpha(\gamma)_{xz} \\ \cos \alpha(\gamma)_{yz} \sin \alpha(\gamma)_{yx} & \cos \alpha(\gamma)_{yz} \cos \alpha(\gamma)_{yx} & \sin \alpha(\gamma)_{yz} \\ \sin \alpha(\gamma)_{zx} & \cos \alpha(\gamma)_{zx} \sin \alpha(\gamma)_{zy} & \cos \alpha(\gamma)_{zx} \cos \alpha(\gamma)_{zy} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Угол неортогональности принимает положительное значение, если угол между измерительной осью датчика и соответствующей осью ПСК меньше $\pi/2$. Оси ПСК построим на осях чувствительности акселерометров A_x, A_y в предположении, что чувствительные массы акселерометров находятся в одной точке (предполагается, что параметры разнесенности чувствительных масс акселерометров паспортизуются производителем БИИБ и далее не калибруются): ось ПСК OX совпадает с осью акселерометра A_x ; ось OY лежит в плоскости, образованной осями акселерометров A_x, A_y ортогонально оси акселерометра A_x ; ось OZ дополняет приборную систему координат до правой. При такой параметризации для акселерометров $\alpha_{xy} = \alpha_{xz} = \alpha_{yz} = 0$, а $\alpha_{yx}, \alpha_{zx}, \alpha_{zy}$ – взаимные углы неортогональности между осями чувствительности соответствующих акселерометров; для ДУС углы γ_{pq} , $p, q = x, y, z$; $p \neq q$, характеризуют

взаимные углы неортогональности между осями чувствительности ДУС и углы привязки осей чувствительности ДУС к осям чувствительности акселерометров.

Процедура калибровки предусматривает три серии разворотов, в каждой серии проводится три разворота на 180° : два вокруг северной оси против часовой стрелки и один вокруг вертикальной – по часовой стрелке. В начале и в конце каждого поворота поворотный стол с установленным на нем БИИБ фиксируется. Последовательность разворотов в каждой серии в применяемом в НПОА варианте метода приведена на рис. 2, она несколько отличается от приведенной в работе [2], что связано с удобством установки реального БИИБ на двухосном поворотном столе.

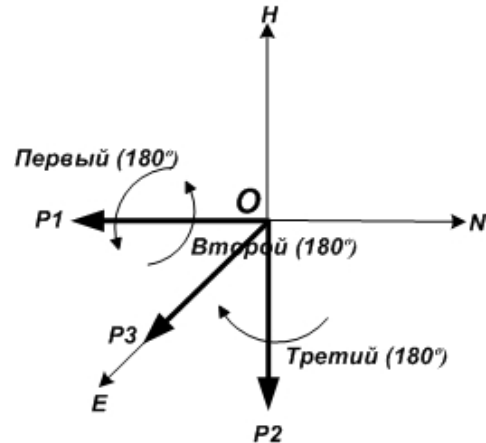


Рис. 2. Последовательность разворотов в каждой серии. $P1, P2, P3$ – оси ПСК; в первой серии: $P1$ – ось OZ , $P2$ – ось OX , $P3$ – ось OY ; во второй серии: $P1$ – ось OY , $P2$ – ось OZ , $P3$ – ось OX ; в третьей серии: $P1$ – ось OX , $P2$ – ось OY , $P3$ – ось OZ

Входной сигнал для уравнений измерения $\Delta z_{nm}^{N,E}$ (n – номер серии, m – номер разворота в данной серии) формируется для каждого разворота как разность средних значений проекций кажущегося ускорения по северной и восточной осям в фиксированных ориентациях в конце и в начале разворота. Средние значения ускорения оцениваются по скорости, чтобы отфильтровать шумы акселерометров. Значения горизонтальных проекций ускорения в конце разворота формируются пересчетом показаний акселерометров в оси ГСК с помощью матрицы направляющих косинусов, рассчитываемой в процессе разворотов по показаниям ДУС с учетом скорости вращения Земли.

В результате коэффициенты при погрешностях ДУС, зависящих от измеряемой угловой скорости, в уравнениях измерения пропорциональны углу разворота и величине ускорения силы тяжести и соизмеримы с погрешностями акселерометров, что позволяет оценивать погрешности масштабных коэффициентов и углов привязки ДУС с требуемой точностью. Кроме того, в сигнале измерения наблюдаются смещения нуля и погрешности взаимной привязки осей чувствительности акселерометров. Каждый разворот выявляет свою группу погрешностей. В частности, углы разворота вокруг северной оси измеряются акселерометром, установленным в начале серии разворотов вдоль восточной оси, при этом из разностного сигнала из-

мерения исключаются погрешности угла привязки оси этого акселерометра к оси вертикального акселерометра. Два последовательных разворота на 180° позволяют разделить погрешность масштабного коэффициента северного ДУС и смещение нуля восточного акселерометра. Связь сигнала измерения с оцениваемыми погрешностями в северном канале при разворотах вокруг северной оси и в обоих каналах при разворотах вокруг вертикальной оси не так очевидна и требует вывода уравнений измерения через уравнения погрешностей вычисления ориентации.

Выведем уравнения измерения иначе, чем это сделано в работе [2], что далее позволит получить аналитические соотношения для погрешностей калибровки. Кинематическое уравнение для идеальной матрицы перехода $\dot{L}_{nm}$ ($n, m = 1, 2, 3$) от ПСК к ГСК на каждом развороте имеет вид [20]:

$$\dot{L}_{nm} = L_{nm} \cdot \Omega_{SF}, \quad L_{nm}(t_0) = L_{nm0},$$

$$\Omega_{SF} = [\vec{\omega}_{SF} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $\Omega_{SF} = \Omega_{SF}^{abs} - \Omega_{SF}^E$ – кососимметрическая матрица разностей проекций абсолютной угловой скорости, измеряемой ДУС, и скорости вращения Земли на оси приборной системы координат (SF – sensor frame). Аналогичный вид имеет кинематическое уравнение для расчетной матрицы $\hat{L}_{nm}$: $\dot{\hat{L}}_{nm} = \hat{L}_{nm} \cdot \hat{\Omega}_{SF}$, где вместо фактической угловой скорости используется ее измеренное значение. Матрицу погрешностей (матрицу рассогласования), обусловленную погрешностями ДУС и погрешностями пересчета скорости вращения Земли в оси ПСК, введем следующим образом:

$$\Delta L_{nm}(t) = \hat{L}_{nm}(t) \cdot L_{nm}^T(t). \quad (3)$$

Продифференцировав соотношение (3) и воспользовавшись кинематическими уравнениями для идеальной и расчетной матриц, получим дифференциальное уравнение для матрицы рассогласования:

$$\Delta \dot{L}_{nm} = \Delta L_{nm} \cdot \delta \Omega, \quad \Delta \dot{L}_{nm}(t_0) = E, \quad \delta \Omega = \hat{\Omega}_{GF} - \Omega_{GF}, \quad (4)$$

где E – единичная матрица 3×3 , $\delta \Omega$ – кососимметрическая матрица с элементами, представляющими собой погрешности оценки угловой скорости в осях ПСК $OXYZ$, формально пересчитанные в оси идеальной ГСК (GF – geographic frame) $ONHE$. Расчетная ГСК вращается относительно идеальной с угловой скоростью $[-\delta \omega_N, -\delta \omega_H, -\delta \omega_E]^T$.

Дифференциальное уравнение погрешностей (4) имеет вид, аналогичный основному кинематическому уравнению (2), и матрицу рассогласования можно выразить через вектор Эйлера (вектор ориентации) [20]:

$$\Delta L_{nm} = E + \frac{\sin \delta \Phi_{nm}}{\delta \Phi_{nm}} [\delta \vec{\Phi}_{nm} \times] + \frac{1 - \cos \delta \Phi_{nm}}{\delta \Phi_{nm}^2} [\delta \vec{\Phi}_{nm} \times]^2. \quad (5)$$

С точностью до членов первого порядка малости относительно оцениваемых погрешностей:

$$\begin{bmatrix} \delta \phi_{nmN}(t) \\ \delta \phi_{nmH}(t) \\ \delta \phi_{nmE}(t) \end{bmatrix} = \int_0^t \begin{bmatrix} \delta \omega_N(\tau) \\ \delta \omega_H(\tau) \\ \delta \omega_E(\tau) \end{bmatrix} d\tau = \int_0^t L_{nm}(\tau) \begin{bmatrix} \delta \omega_x^{abs}(\tau) - \delta \omega_x^E \\ \delta \omega_y^{abs}(\tau) - \delta \omega_y^E \\ \delta \omega_z^{abs}(\tau) - \delta \omega_z^E \end{bmatrix} d\tau \quad (6)$$

где $\delta \omega_x^{abs}(t)$, $\delta \omega_y^{abs}(t)$, $\delta \omega_z^{abs}(t)$ – погрешности измерения угловой скорости, которые выражаются через параметры модели погрешностей ДУС и измеряемую угловую скорость; $\delta \omega_x^E, \delta \omega_y^E, \delta \omega_z^E$ – погрешности пересчета скорости вращения Земли из ГСК в ПСК.

Полагая в соотношении (5) $\sin \delta \Phi_{nm} \approx \delta \Phi_{nm}$, $\cos \delta \Phi_{nm} \approx 1$ получим в первом приближении:

$$\Delta L_{nm} = E + \delta L_{nm} = E + \begin{bmatrix} 0 & -\delta \phi_{nmE}(t) & \delta \phi_{nmH}(t) \\ \delta \phi_{nmE}(t) & 0 & -\delta \phi_{nmN}(t) \\ -\delta \phi_{nmH}(t) & \delta \phi_{nmN}(t) & 0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Измеряемое линейное ускорение пересчитывается с осей ПСК в оси ГСК с помощью соотношения:

$$\hat{W}_{GF} = \hat{L}_{nm} \cdot \hat{W}_{SF}, \quad (8)$$

которое является основой для формирования уравнений измерения для оценки калибруемых параметров.

Получим эти уравнения измерения, введя погрешности начальной выставки.

$$\hat{W}_{GF} = \Delta R_{nm} \Delta L_{nm} L_{nm} \left(\begin{bmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{w}_x \\ \delta \dot{w}_y \\ \delta \dot{w}_z \end{bmatrix} \right), \quad (9)$$

где ΔR_{nm} – матрица погрешностей начальной выставки в m -том развороте n -ой серии.

Используя соотношения (7), (8), получим:

$$\hat{W}_{GF} = (E + \delta R_{nm}) \cdot (E + \delta L_{nm}) \cdot L_{ij} \left(\begin{bmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{w}_x \\ \delta \dot{w}_y \\ \delta \dot{w}_z \end{bmatrix} \right). \quad (10)$$

С точностью до членов первого порядка малости:

$$\begin{aligned} \hat{W}_{GF} = & \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \delta R_{nm} \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \delta L_{nm} \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \\ & + L_{nm} \cdot \begin{bmatrix} k_x^A & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & k_y^A & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & k_z^A \end{bmatrix} \cdot L_{nm}^T \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \dot{w}_x \\ \Delta \dot{w}_y \\ \Delta \dot{w}_z \end{bmatrix}. \quad (11) \end{aligned}$$

Разность ускорений в конце и в начале разворота, представляющая собой разностный сигнал измерения $\Delta Z_{nm} = \hat{W}_{nm}(T) - \hat{W}_{nm}(0)$ будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \Delta Z_{nm} = & \hat{W}_{nm}(T) - \hat{W}_{nm}(0) = (\delta L_{nm}(T) - \delta L_{nm}(0)) \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \\ & + L_{nm}(T) \cdot \begin{bmatrix} k_x^A & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & k_y^A & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & k_z^A \end{bmatrix} \cdot L_{nm}^T(T) \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \dot{w}_x \\ \Delta \dot{w}_y \\ \Delta \dot{w}_z \end{bmatrix} - \\ & - L_{nm}(0) \cdot \begin{bmatrix} k_x^A & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & k_y^A & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & k_z^A \end{bmatrix} \cdot L_{nm}^T(0) \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \dot{w}_x \\ \Delta \dot{w}_y \\ \Delta \dot{w}_z \end{bmatrix} \quad (12) \end{aligned}$$

Как видно из соотношений (12), погрешности начальной выставки в уравнения измерения в первом приближении не входят. Получим уравнения измерения для первого разворота первой серии разворотов, используя в качестве $L_{nm}(0)$ программное значение матрицы.

Соотношения для погрешностей акселерометров (второй и третий член в уравнении (12)) имеют вид:

$$\begin{aligned} \Delta Z_{11}^A = & \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x^A & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & k_y^A & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & k_z^A \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \dot{w}_x \\ \Delta \dot{w}_y \\ \Delta \dot{w}_z \end{bmatrix} - \\ & - \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x^A & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & k_y^A & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & k_z^A \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \dot{w}_x \\ \Delta \dot{w}_y \\ \Delta \dot{w}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\alpha_{zx}g \\ 2\Delta \dot{w}_x \\ -2\Delta \dot{w}_y \end{bmatrix} \quad (13) \end{aligned}$$

Для погрешностей ДУС (первый член в уравнении (12)) в матричном виде:

$$\Delta Z_{11}^G = (\delta L_{11}(T) - \delta L_{11}(0)) \cdot \begin{bmatrix} \dot{w}_N \\ \dot{w}_H \\ \dot{w}_E \end{bmatrix}. \quad (14)$$

Переходя к вектору Эйлера и используя соотношение (6), с точностью до членов первого порядка малости:

$$\begin{aligned} \delta \Phi_{11}(t) = & \int_0^t L_{11}(\tau) \cdot \begin{bmatrix} k_x^G & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & k_y^G & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & k_z^G \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x(\tau) \\ \omega_y(\tau) \\ \omega_z(\tau) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \omega_x \\ \Delta \omega_y \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta \omega_x^E \\ \delta \omega_y^E \\ \delta \omega_z^E \end{bmatrix} d\tau \quad (15) \end{aligned}$$

Смещения нуля ДУС и погрешности пересчета скорости вращения Земли (два последних члена в правой части соотношения (15)) не разделяются. Ими можно пренебречь, поскольку из-за короткого времени разворота они дают малый вклад в суммарную погрешность измерения угла разворота. Представив матрицу $L_{11}(\tau)$ в виде произведения начальной матрицы и матрицы разворота вокруг оси OZ на угол $\theta(\tau)$, получим:

$$\begin{aligned} \delta \Phi_{11}(T) - \delta \Phi_{11}(0) = & \int_0^T \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\theta(\tau)) & \sin(\theta(\tau)) & 0 \\ -\sin(\theta(\tau)) & \cos(\theta(\tau)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x^G & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & k_y^G & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & k_z^G \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\omega_z(\tau) \end{bmatrix} d\tau, \quad (16) \end{aligned}$$

где $-\omega_z(\tau)$ – скорость вращения БИИБ вокруг оси ПСК OZ без учета скорости вращения Земли.

В соотношении (16) перемножим матрицы и сделаем замену переменной $\tau \rightarrow \theta$:

$$\delta \Phi_{11}(T) - \delta \Phi_{11}(0) = \int_0^\pi \begin{bmatrix} k_z^G d\theta \\ (\gamma_{xz} \cos \theta + \gamma_{yz} \sin \theta) d\theta \\ (\gamma_{xz} \sin \theta - \gamma_{yz} \cos \theta) d\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \pi k_z^G \\ 2\gamma_{yz} \\ 2\gamma_{xz} \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Учитывая (7) и (14), получим уравнения измерения для первого разворота первой серии разворотов:

$$\begin{aligned} z_{1,1}^N &= -2\alpha_{zx}g - 2\gamma_{xz}g \\ z_{1,1}^E &= -2\Delta \dot{w}_y + \pi k_z^G g \end{aligned} \quad (18)$$

Для остальных разворотов уравнения измерения выводятся аналогично. Полная система уравнений измерения приведена в табл. 1, их решение – в табл. 2.

Как видно из уравнений измерения (табл. 1), при вращении осей БИИБ вокруг горизонтальных осей можно определить масштабные коэффициенты ДУС, смещения нуля акселерометров и, в принятой модели погрешностей, – два угла неортогональности осей ДУС и осей ПСК. Для оценки остальных углов неортогональности требуются развороты вокруг вертикальной оси.

ТАБЛИЦА I

Система уравнений измерения			
	Серия 1	Серия 2	Серия 3
Разворот 1	$z_N^{1,1} = -2\alpha_{zx}g - 2\gamma_{xz}g$ $z_E^{1,1} = -2\Delta\dot{w}_y + \pi k_z^G g$	$z_N^{2,1} = -2\gamma_{zy}g$ $z_E^{2,1} = -2\Delta\dot{w}_x + \pi k_y^G g$	$z_N^{3,1} = -2\gamma_{yx}g$ $z_E^{3,1} = -2\Delta\dot{w}_z + \pi k_x^G g$
Разворот 2	$z_N^{1,2} = 2\alpha_{zx}g + 2\gamma_{xz}g$ $z_E^{1,2} = 2\Delta\dot{w}_y + \pi k_z^G g$	$z_N^{2,2} = 2\gamma_{zy}g$ $z_E^{2,2} = 2\Delta\dot{w}_x + \pi k_y^G g$	$z_N^{3,2} = 2\gamma_{yx}g$ $z_E^{3,2} = 2\Delta\dot{w}_z + \pi k_x^G g$
Разворот 3	$z_N^{1,3} = 2\Delta\dot{w}_z - 2\alpha_{zx}g + 2\gamma_{xz}g$ $z_E^{1,3} = -2\Delta\dot{w}_y + 2\alpha_{yx}g - 2\gamma_{yx}g$	$z_N^{2,3} = 2\Delta\dot{w}_y + 2\gamma_{yz}g$ $z_E^{2,3} = -2\Delta\dot{w}_x - 2\gamma_{xz}g$	$z_N^{3,3} = 2\Delta\dot{w}_x + 2\gamma_{xy}g$ $z_E^{3,3} = -2\Delta\dot{w}_z + 2\alpha_{zy}g - 2\gamma_{zy}g$

ТАБЛИЦА II

Решение уравнений измерения			
Смещения нуля акселерометров	$\Delta\dot{w}_y = \frac{z_E^{1,2} - z_E^{1,1}}{4}$	$\Delta\dot{w}_x = \frac{z_E^{2,2} - z_E^{2,1}}{4}$	$\Delta\dot{w}_z = \frac{z_E^{3,2} - z_E^{3,1}}{4}$
Масштабные коэффициенты ДУС	$k_z^G = \frac{z_E^{1,2} + z_E^{1,1}}{2\pi g}$	$k_y^G = \frac{z_E^{2,2} + z_E^{2,1}}{2\pi g}$	$k_x^G = \frac{z_E^{3,2} + z_E^{3,1}}{2\pi g}$
Углы привязки ДУС и акселерометров		$\gamma_{zy} = \frac{z_N^{2,2} - z_N^{2,1}}{4g}$	$\gamma_{yx} = \frac{z_N^{3,2} - z_N^{3,1}}{4g}$
	$\alpha_{yx} = \frac{z_E^{1,3} + 2\Delta\dot{w}_y}{2g} + \gamma_{yx}$	$\gamma_{xz} = -\frac{z_E^{2,3} + 2\Delta\dot{w}_x}{2g}$	$\alpha_{zy} = \frac{z_E^{3,3} + 2\Delta\dot{w}_z}{2g} + \gamma_{zy}$
	$\alpha_{zx} = \frac{z_N^{1,2} - z_N^{1,1}}{4g} - \gamma_{xz}$	$\gamma_{yz} = \frac{z_N^{2,3} - 2\Delta\dot{w}_y}{2g}$	$\gamma_{xy} = \frac{z_N^{3,3} - 2\Delta\dot{w}_x}{2g}$
	$\gamma_{zx} = \frac{z_N^{1,3} - 2\Delta\dot{w}_z}{2g} + \alpha_{zx}$		

В процессе испытаний информация БИИБ считывается в цикле съема информации и записывается на диск компьютера, входящего в состав аппаратуры стенда; обработка информации происходит после всех разворотов. В реализованной версии метода, которая была использована в НПОА для калибровки точных БИИБ, начальное значение матрицы направляющих косинусов между ПСК и ГСК определяется в фиксированных ориентациях перед началом каждого разворота по показаниям датчиков БИИБ. Для низкоточных БИИБ целесообразно использовать программное значение матрицы, погрешности которого определяются погрешностями калибровочного оборудования. В процессе обработки сначала прямыми методами в тех же программных ориентациях оцениваются параметры акселерометров и смещения нуля ДУС [21], затем реализуются алгоритмы косвенной калибровки.

IV. ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ КАЛИБРОВКИ

Источниками погрешностей калибровки являются: 1) калибруемые погрешности БИИБ; 2) некалибруемые погрешности БИИБ; 3) погрешности установки БИИБ в программное положение в начале каждой серии разворотов; 4) погрешности отклонения оси разворота от соответствующей оси ПСК; 5) погрешности угла разворота.

Влияние калибруемых погрешностей БИИБ обусловлено физическим фактором и приближениями, принятыми при формировании уравнений измерения. Физический фактор заключается в том, что ДУС измеряет скорость

вращения Земли с погрешностями, а при решении кинематических уравнений (2) используется ее эталонное значение, которое пересчитывается в оси ПСК с помощью расчетной матрицы. Для получения аналитических соотношений для погрешностей калибровки, обусловленных физическим фактором, в соотношениях для сигнала измерения (для первого разворота первой серии разворотов это соотношения (16), (17), (18)) нужно учесть скорость вращения Земли, с помощью соотношения (17) вывести погрешности ее пересчета, а затем использовать выражения для оценки калибруемых параметров (табл. 2). Приведем соотношения для рассматриваемых погрешностей с точностью до членов второго порядка для второго столбца табл. 2:

$$\begin{aligned}
\delta_1^{Earth}(\Delta\dot{w}_y) &\approx -\frac{g\Omega_H^E T}{\pi}(\gamma_{zy} + \gamma_{yz}) + \frac{g\Omega_H^E T}{2}\gamma_{xz}, \\
\delta_1^{Earth}(k_z^G) &\approx \frac{\Omega_N^E T}{\pi}k_z^G, \\
\delta_1^{Earth}(\alpha_{yx}) &\approx \frac{\Omega_N^E T}{4}(2\alpha_{zx} - k_x^G - k_z^G) + \Omega_H^E T\left(-\frac{\gamma_{xz} + \gamma_{zx}}{2} + \frac{\gamma_{yz} + \gamma_{zy}}{\pi}\right), \\
\delta_1^{Earth}(\alpha_{zx}) &\approx \frac{\Omega_N^E T}{4}(k_x^G + k_y^G - 2\gamma_{yz}) + \Omega_H^E T\left(\frac{\gamma_{yz} + \gamma_{zy}}{2} - \frac{\gamma_{xy} + \gamma_{yx}}{\pi}\right), \\
\delta_1^{Earth}(\gamma_{zx}) &\approx \frac{\Omega_N^E T}{4}((1-\pi)k_x^G + k_y^G - \gamma_{yz} - \gamma_{zy}) + \\
&+ \Omega_H^E T\left(\frac{\gamma_{yz} + \gamma_{zy}}{2} + \frac{-\gamma_{xy} + \gamma_{xz} - \gamma_{yx} + \gamma_{zx}}{\pi}\right).
\end{aligned}
\tag{19}$$

Погрешности этого типа для остальных параметров имеют аналогичный вид. Как и следовало ожидать из физического смысла, эти погрешности имеют уровень произведения скорости вращения Земли на длительность разворота и на величины оцениваемых погрешностей масштабных коэффициентов и углов привязки ДУС. Эти погрешности не зависят от точности калибровочного оборудования и при времени разворота не более 2 мин составляют не более 1% от оцениваемых величин.

Приближения, принятые при формировании уравнений измерения, связаны с линеаризацией синусов и косинусов в выражениях (1) и (5) и использованием первого приближения при представлении вектора Эйлера через угловую скорость (6) (ошибка некоммутативности). Методика аналитической оценки погрешностей линеаризации понятна; эти погрешности имеют второй порядок малости относительно оцениваемых параметров. Ошибку некоммутативности можно выразить через второе приближение решения кинематического уравнения для вектора Эйлера [20], которое имеет вид:

$$\frac{1}{2} \int_0^t \delta \Phi_1(\tau) \times \delta \omega(\tau) d\tau; \quad \delta \Phi_1(\tau) = \int_0^\tau \delta \omega(\tau_1) d\tau_1, \quad (20)$$

где $\times$ – знак векторного произведения; $\delta \omega(\tau)$ – погрешность угловой скорости в осях ГСК.

Эти погрешности также имеют второй порядок малости, например, для масштабных коэффициентов ДУС:

$$\delta_1^{noncom}(k_z^G) \approx \frac{\gamma_{xz}^2 + \gamma_{yz}^2}{2}; \quad \delta_1^{noncom}(k_y^G) \approx \frac{\gamma_{xy}^2 + \gamma_{zy}^2}{2}; \quad (21)$$

$$\delta_1^{noncom}(k_x^G) \approx \frac{\gamma_{yx}^2 + \gamma_{zx}^2}{2}.$$

Из основных точностных параметров при косвенной калибровке не оцениваются масштабные коэффициенты акселерометров и смещения нуля ДУС. Погрешности масштабных коэффициентов акселерометров проявляются только при отклонениях осей разворотов (соотношения (25)).

Влияние смещения нулей ДУС можно оценить с помощью соотношения (15). Погрешности калибровки для параметров второго столбца табл. 2 будут иметь вид:

$$\delta_2(\dot{\omega}_y) \approx 0, \quad \delta_2(k_z^G) \approx -\frac{\Delta \omega_z T}{\pi}, \quad \delta_2(\alpha_{yx}) \approx -\frac{2\Delta \omega_y T}{\pi},$$

$$\delta_2(\alpha_{zx}) \approx -\frac{2\Delta \omega_x T}{\pi}, \quad \delta_2(\gamma_{zx}) \approx \frac{(\Delta \omega_z - 2\Delta \omega_x) T}{\pi}. \quad (22)$$

Эти погрешности пропорциональны произведению смещений нуля ДУС и длительности разворота и также не зависят от погрешностей поворотного стола. Для того чтобы оценить масштабные коэффициенты и углы привязки осей датчиков с точностью 10^{-6} при смещении нуля ДУС $0.01^\circ/\text{ч}$, необходимо осуществлять разворот не более, чем за 40 с.

Для получения аналитических соотношений для оценки влияния неточности установки осей ПСК в программное положение в начале каждой серии разворотов в правых частях уравнений измерения (12) нужно учесть матрицу рассогласования, которую запишем в первом приближении (матрица перехода от расчетной ГСК к эталонной):

$$\Delta R_n = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta \Theta_n & -\Delta A_n \\ \Delta \Theta_n & 1 & -\Psi_n \\ \Delta A_n & \Psi_n & 1 \end{bmatrix}, \quad n = 1, 2, 3, \quad (23)$$

где $\Delta \Psi_n, \Delta \Theta_n, \Delta A_n$ – углы рассогласования, приведенные соответственно к северной, восточной и вертикальной осям. Эти углы, также как и углы отклонения оси разворота от осей ПСК, включают погрешности поворотного стола, погрешности установки корпуса БИИБ на поворотном столе и погрешности привязки осей чувствительности датчиков к корпусу БИИБ.

Погрешности оценки параметров из-за неточности установки осей ПСК в программное положение можно оценить с помощью соотношений (13), (16), (17). С точностью до членов второго порядка они имеют вид (по строкам табл. 2):

$$\begin{aligned} \delta_3(\dot{\omega}_x) &\approx -\Delta \Psi_2 \cdot \dot{\omega}_z + g(\Delta \Theta_2 \gamma_{xy} + \Delta A_2 \gamma_{zy}); \\ \delta_3(\dot{\omega}_y) &\approx -\Delta \Psi_1 \cdot \dot{\omega}_x + g(\Delta \Theta_1 \gamma_{yz} \Delta A_1 + (\alpha_{zx} + \gamma_{xz})); \\ \delta_3(\dot{\omega}_z) &\approx -\Delta \Psi_3 \cdot \dot{\omega}_y + g(\Delta \Theta_3 (\gamma_{zx} - \alpha_{zx}) + \Delta A_3 \gamma_{yx}); \\ \delta_3(k_x^G) &\approx \delta_3(k_y^G) \approx \delta_3(k_z^G) \approx 0; \\ \delta_3(\gamma_{zy}) &\approx -\Delta A_2 \frac{\dot{\omega}_x}{g} + \Delta \Theta_2 \frac{\dot{\omega}_z}{g} + \Delta \Psi_2 (\alpha_{yx} + \gamma_{xy}); \\ \delta_3(\gamma_{yx}) &\approx -\Delta A_3 \frac{\dot{\omega}_z}{g} + \Delta \Theta_3 \frac{\dot{\omega}_y}{g} + \Delta \Psi_3 \gamma_{zx}; \\ \delta_3(\alpha_{yx}) &\approx -\Delta \Psi_1 \frac{\dot{\omega}_x}{g} + \Delta \Theta_1 \left(\frac{\pi}{2} k_x^G + \gamma_{yz} \right) + \Delta A_1 \gamma_{xz} + \\ &\quad + (\Delta \Psi_3 + \Delta A_1) \gamma_{zx} + \Delta \Theta_3 \frac{\dot{\omega}_y}{g} + (\Delta A_1 - \Delta A_3) \frac{\dot{\omega}_z}{g}; \\ \delta_3(\gamma_{xz}) &\approx \Delta \Psi_2 \frac{\dot{\omega}_z}{g} - \Delta \Theta_2 \left(\frac{\pi}{2} k_z^G + \gamma_{xy} \right) - \Delta A_2 \left(\frac{\dot{\omega}_y}{g} + \gamma_{zy} + \gamma_{yz} \right); \\ \delta_3(\alpha_{zy}) &\approx -\Delta \Psi_3 \frac{\dot{\omega}_y}{g} + \Delta \Theta_3 \frac{\pi}{2} k_y^G + \Delta A_3 \left(\frac{\dot{\omega}_x}{g} + \gamma_{xy} + \gamma_{yx} \right) + \\ &\quad + \Delta \Psi_2 (\alpha_{yx} + \gamma_{xy}) - \Delta \Theta_2 (\gamma_{zx} - \alpha_{zx}) - \Delta A_2 \frac{\dot{\omega}_x}{g}; \\ \delta_3(\alpha_{zx}) &\approx \Delta \Psi_1 (\alpha_{zy} + \gamma_{yz}) + \Delta \Theta_1 \frac{\dot{\omega}_x}{g} - (\Delta A_1 - \Delta A_2) \frac{\dot{\omega}_y}{g} - \\ &\quad - \Delta \Psi_2 \frac{\dot{\omega}_z}{g} + \Delta \Theta_2 \left(\frac{\pi}{2} k_z^G + \gamma_{xy} \right) + \Delta A_2 (\gamma_{yz} + \gamma_{zy}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\delta_3(\gamma_{yz}) &\approx \Delta\Psi_2 \frac{\pi}{2} k_z^G + \Delta A_2 \left(\frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + \gamma_{xz} \right) + \\
&+ \Delta\Psi_1 \frac{\Delta\dot{w}_x}{g} - \Delta\Theta_1 \gamma_{yz} - \Delta A_1 (\alpha_{zx} + \gamma_{xz}) \\
\delta_3(\gamma_{xy}) &\approx \Delta\Psi_3 \frac{\pi}{2} k_y^G + \Delta A_3 \left(\frac{\Delta\dot{w}_z}{g} - \alpha_{zy} + \gamma_{zy} \right) + \\
&+ \Delta\Psi_2 \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} - \Delta\Theta_2 \gamma_{xy} - \Delta A_2 \gamma_{zy} \\
\delta_3(\gamma_{zx}) &\approx \Delta\Psi_1 \left(\frac{\pi}{2} k_x^G + \alpha_{zy} + \gamma_{yz} \right) + \Delta\Theta_1 \frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + \\
&+ \Delta A_1 (-\alpha_{yx} + \gamma_{yx}) - \Delta\Psi_2 \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + \Delta\Theta_2 \left(\frac{\pi}{2} k_z^G + \gamma_{xy} \right) + \\
&+ \Delta A_2 \left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + \gamma_{yz} + \gamma_{zy} \right) + \Delta\Psi_3 \frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + \Delta\Theta_3 (\alpha_{zx} - \gamma_{zx}) - \Delta A_3 \gamma_{yx}.
\end{aligned} \quad (24)$$

Как видно из соотношений (24), за исключением погрешностей калибровки масштабных коэффициентов ДУС, которые в первом приближении нулевые, все эти погрешности имеют порядок произведения калибруемых параметров на углы рассогласования, при этом в выражения для некоторых погрешностей входит значительное число членов. При углах рассогласования на уровне 1° относительные погрешности калибровки могут составлять до 7%.

Рассмотрим влияние отклонения оси разворота от осей ПСК. Пусть $P1, P2, P3$ – оси ПСК БИИБ, образующие правую тройку и программное вращение осуществляется вокруг оси $P3$ (рис. 3).

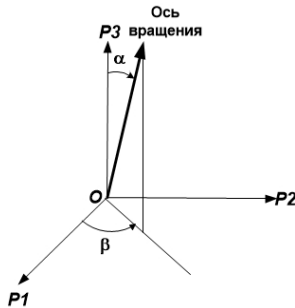


Рис. 3. Параметры отклонения оси вращения от осей ПСК $\Delta_{n1}^{(k)} = \sin \alpha_n^{(k)} \cos \beta_n^{(k)}$; $\Delta_{n2}^{(k)} = \sin \alpha_n^{(k)} \sin \beta_n^{(k)}$

Погрешности ориентации оси разворота относительно ПСК будем задавать через углы $\Delta_{ni}^{(k)}$, где n – номер серии разворотов, $i = 1, 2$ – неортогональность оси вращения относительно осей ПСК $P1, P2$ соответственно; $k = 1$ – внешняя (горизонтальная) ось поворотного стола, $k = 2$ – внутренняя (вертикальная) ось.

Для того чтобы получить выражения для этих погрешностей, нужно в соотношениях (16) учесть три фактора. Первые два – это погрешности угловой скорости разворота и матрицы разворота, используемые при выводе уравнений измерения (16). Третий – это погрешности конечной мат-

рицы для первого и третьего разворотов каждой серии и погрешности начальной матрицы для второго разворота (соотношение (13)). Суммарные погрешности с точностью до членов второго порядка будут иметь вид:

$$\begin{aligned}
\delta_4(\Delta\dot{w}_x) &\approx \Delta_{21}^{(1)} g \gamma_{xy} - \Delta_{22}^{(1)} (\Delta\dot{w}_y + g \gamma_{zy}); \\
\delta_4(\Delta\dot{w}_y) &\approx \Delta_{11}^{(1)} g \gamma_{yz} - \Delta_{12}^{(1)} (\Delta\dot{w}_z + g (\alpha_{zx} + \gamma_{xz})); \\
\delta_4(\Delta\dot{w}_z) &\approx \Delta_{31}^{(1)} g (-\alpha_{zx} + \gamma_{zx}) - \Delta_{32}^{(1)} (\Delta\dot{w}_x + g \gamma_{yx}); \\
\delta_4(k_x^G) &\approx \Delta_{31}^{(1)} (\gamma_{xy} + \gamma_{yx}) + \Delta_{32}^{(1)} (\gamma_{zx} + \gamma_{xz}); \\
\delta_4(k_y^G) &\approx \Delta_{21}^{(1)} (\gamma_{yz} + \gamma_{zy}) + \Delta_{22}^{(1)} (\gamma_{xy} + \gamma_{yx}); \\
\delta_4(k_z^G) &\approx \Delta_{11}^{(1)} (\gamma_{xz} + \gamma_{zx}) + \Delta_{12}^{(1)} (\gamma_{yz} + \gamma_{zy}); \\
\delta_4(\gamma_{zy}) &\approx \Delta_{21}^{(1)} \left(-k_y^A + k_z^A + \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} - k_y^G + k_z^G \right) + \\
&+ \Delta_{22}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + \gamma_{zx} \right); \\
\delta_4(\gamma_{yx}) &\approx \Delta_{31}^{(1)} \left(-k_x^A + k_y^A + \frac{\Delta\dot{w}_y}{g} - k_x^G + k_y^G \right) + \\
&+ \Delta_{32}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + \alpha_{zy} + \gamma_{yz} \right); \\
\delta_4(\alpha_{yx}) &\approx \Delta_{11}^{(1)} \gamma_{yz} + \Delta_{31}^{(1)} \left(-k_x^A + k_y^A + \frac{\Delta\dot{w}_y}{g} - k_x^G + k_y^G \right) + \\
&+ \Delta_{32}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + \alpha_{zy} + \gamma_{yz} \right) - \Delta_{12}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + \alpha_{zx} + \gamma_{xz} \right) + \\
&+ \Delta_{11}^{(2)} \left(-k_x^A + k_y^A + \frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + k_x^G - k_y^G \right) - \Delta_{12}^{(2)} \left(\frac{\pi k_z^G}{2} + \gamma_{yz} \right); \\
\delta_4(\gamma_{xz}) &\approx -\Delta_{21}^{(1)} \gamma_{xy} + \Delta_{22}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + \gamma_{zy} \right) + \\
&+ \Delta_{21}^{(2)} \left(-k_x^A + k_z^A - \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} - k_z^G + k_x^G \right) + \Delta_{22}^{(2)} \left(\frac{\pi k_z^G}{2} + \gamma_{xy} \right); \\
\delta_4(\alpha_{zy}) &\approx \Delta_{21}^{(1)} \left(-k_y^A + k_z^A + \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} - k_y^G + k_z^G \right) + \Delta_{22}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + \gamma_{zx} \right) - \\
&- \Delta_{31}^{(1)} (\alpha_{zx} - \gamma_{zx}) - \Delta_{32}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + \gamma_{yx} \right) + \\
&+ \Delta_{31}^{(2)} \left(-k_y^A + k_z^A + \frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + k_y^G - k_z^G \right) - \Delta_{32}^{(2)} \left(\frac{\pi k_y^G}{2} - \alpha_{zx} + \gamma_{zx} \right); \\
\delta_4(\alpha_{zx}) &\approx \Delta_{11}^{(1)} \left(-k_z^A + k_x^A + \frac{\Delta\dot{w}_x}{g} - k_z^G + k_x^G \right) + \Delta_{12}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + \alpha_{yx} + \gamma_{xy} \right) + \\
&+ \Delta_{21}^{(1)} \gamma_{xy} - \Delta_{22}^{(1)} \left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} - \gamma_{zy} \right) + \\
&+ \Delta_{21}^{(2)} \left(-k_z^A + k_x^A + \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + k_z^G - k_x^G \right) - \Delta_{22}^{(2)} \left(\frac{\pi k_z^G}{2} + \gamma_{xy} \right);
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\delta_4(\gamma_{yz}) &\approx -\Delta_{11}^{(1)}\gamma_{yz} + \Delta_{12}^{(1)}\left(\frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + \alpha_{zx} + \gamma_{xz}\right) + \\
&+ \Delta_{21}^{(2)}\left(-\frac{\pi k_z^G}{2} + \alpha_{yx} - \gamma_{yx}\right) + \\
&+ \Delta_{22}^{(2)}\left(-k_y^A + k_z^A - \frac{\Delta\dot{w}_z}{g} + k_y^G - k_z^G\right); \\
\delta_4(\gamma_{xy}) &\approx -\Delta_{21}^{(1)}\gamma_{xy} + \Delta_{22}^{(1)}\left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + \gamma_{zy}\right) + \Delta_{31}^{(2)}\left(-\frac{\pi k_y^G}{2} + \gamma_{xz}\right) + \\
&+ \Delta_{32}^{(2)}\left(-k_x^A + k_y^A - \frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + k_x^G - k_y^G\right); \\
\delta_4(\gamma_{zx}) &\approx \Delta_{11}^{(1)}\left(-k_z^A + k_x^A + \frac{\Delta\dot{w}_x}{g} - k_z^G + k_x^G\right) + \Delta_{12}^{(1)}\left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} + \alpha_{yx} + \gamma_{xy}\right) + \\
&+ \Delta_{21}^{(1)}\gamma_{xy} - \Delta_{22}^{(1)}\left(\frac{\Delta\dot{w}_y}{g} - \gamma_{zy}\right) + \Delta_{31}^{(1)}(\alpha_{zx} - \gamma_{zx}) + \Delta_{32}^{(1)}\left(\frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + \gamma_{yx}\right) + \\
&+ \Delta_{11}^{(2)}\left(-\frac{\pi k_x^G}{2} - \alpha_{zy} + \gamma_{zy}\right) + \Delta_{12}^{(2)}\left(-k_z^A + k_x^A - \frac{\Delta\dot{w}_x}{g} + k_z^G - k_x^G\right) + \\
&+ \Delta_{21}^{(2)}\left(-k_z^A + k_x^A + k_z^G\right) - \Delta_{22}^{(2)}\frac{\pi k_z^G}{2}.
\end{aligned} \tag{25}$$

Погрешности калибровки, обусловленные отклонениями осей разворота, также имеют порядок произведения оцениваемых погрешностей на величины углов отклонения, при этом число членов в выражениях для погрешностей заметно больше, чем для погрешностей из-за неточности установки БИИБ в программное положение. При отклонениях осей разворота на 1° относительные погрешности калибровки могут составлять до 9%. В результате суммарные относительные погрешности составят 11-12%. Из этого следует, что смещения нуля и углы взаимной привязки осей чувствительности акселерометров целесообразно калибровать прямыми методами, при которых погрешности ДУС на точность калибровки не влияют [21]; при использовании скалярного метода калибровки эти погрешности имеют второй порядок малости относительно оцениваемых величин. При предварительно откалиброванных акселерометрах относительные погрешности косвенной калибровки ДУС составят 7-8 %.

Погрешность угла разворота, которая приводит к дополнительным погрешностям рассогласования осей ПСК и осей ГСК в начале второго и третьего разворотов каждой серии, существенно меньше и составляет единицы угловых минут. Вызванные ей погрешности калибровки имеют порядок произведения погрешности угла разворота и оцениваемых величин. Погрешности определения матрицы направляющих косинусов между ПСК и ГСК по датчикам БИИБ в начале каждого разворота, имеют второй порядок малости относительно калибруемых параметров.

Приведенные в докладе соотношения для погрешностей калибровки получены с помощью системы компьютерной алгебры Derive 6. Численные значения погрешностей, рассчитываемые с помощью этих соотношений,

с точностью до 2-3 значащих десятичных цифр совпадают с результатами математического моделирования, методика которого приведена в работе [22]. В этой же работе приведены результаты применения описанного метода к калибровке реального БИИБ – прибора БЧЭ-501 разработки НПК «Оптолинк». Относительные погрешности калибровки этого прибора, оцениваемые с помощью второй итерации, составляют по масштабным коэффициентам ДУС 3–8%, по углам привязки осей чувствительности ДУС к ПСК 9–12%.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Получены и подтверждены математическим моделированием аналитические соотношения для оценки различных погрешностей косвенного метода калибровки. Кроме методических погрешностей, которые имеют второй порядок малости относительно оцениваемых величин, есть погрешности, пропорциональные произведению скорости вращения Земли на длительность разворотов и на величины оцениваемых параметров, и погрешности, пропорциональные произведению смещений нуля ДУС на длительность разворотов. Эти погрешности не зависят от точности калибровочного оборудования и, несмотря на то, что получены чисто математически, имеют вполне понятную физическую интерпретацию.

Наибольший вклад в погрешности косвенной калибровки вносят погрешности установки БИИБ в программное положение и отклонение оси разворота от заданного положения. Если погрешности поворотного стола имеют уровень 1° , относительные погрешности калибровки будут иметь уровень 11-12 %. Если акселерометры предварительно откалибровать с помощью прямых методов, эти погрешности могут быть снижены до 7-8 %, что вполне приемлемо для контроля и периодического уточнения основных точностных параметров БИИБ в процессе эксплуатации БИНС.

Предлагаемая методика дает возможность оценить погрешности калибровки БИИБ не только количественно, но и качественно, что позволяет выявить пути их уменьшения. Методика позволяет также решить обратную задачу: определить требования к погрешностям поворотного стола, числу итераций, длительности разворотов, обеспечивающим заданную точность калибровки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Electro Optics/Laser Conference and Exhibition, Anaheim, California, 1977.
- [2] Diesel, J.W., Calibration of a Ring Laser Gyro Inertial navigation System, 13th Biennial Guidance Test Symposium, Holloman AFB, New Mexico, 1987, vol. 1, pp. SO1A 1–37.
- [3] Camberlein, L., Mazzanti, F., Calibration Technique for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation Systems, Symposium Gyro Technology, Stuttgart, Germany, 1985.
- [4] Savage, P.G., Strapdown System Performance Analysis, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), St Petersburg, Russia, pp. 4-1–4-33..
- [5] Savage, P.G., Improved Strapdown Inertial Measurement Unit Calibration Procedures, Proceedings of IEEE/ION PLANS, Monterey, California, 2018, pp. 522–533.
- [6] Savage, P.G., Improved Strapdown Inertial System Calibration Procedures, Part 1, Procedures, Rotation Fixtures, And Accuracy

- Analysis, WBN-14020-1, Strapdown Associates, Inc., 2018, free access at www.strapdownassociates.com.
- [7] Savage, P.G., Improved Strapdown Inertial System Calibration Procedures, Part 2, Analytical Derivations, WBN 14020 2, Strapdown Associates, Inc., 2018, free access at www.strapdownassociates.com.
- [8] Savage, P.G., Improved Strapdown Inertial System Calibration Procedures, Part 3, Numerical Examples, WBN-14020-3, Strapdown Associates, Inc., 2018, free access at www.strapdownassociates.com.
- [9] Downs, H.B., A Lab Test to Find the Major Error Sources in a Laser Strapdown Inertial Navigator, 38th Annual meeting of the ION, Colorado Springs, Colorado, 1982.
- [10] Драницына Е.В. Калибровка измерительного модуля прецизионной БИНС на волоконно-оптических гироскопах: дис. на соискание ученой степени канд. техн. наук: СПб НИУ ИТМО. СПб., 2016. 89 с.
- [11] Емельянцева Г.И., Блажнов Б.А., Драницына Е.В., Степанов А.П. О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трехгранника // Гироскопия и навигация. 2016. № 1. С. 36–48.
- [12] Климович Б.В. Калибровка БИНС в инерциальном режиме. Объединение скоростного и скалярного методов // Гироскопия и навигация. 2014. № 3. С. 29–40.
- [13] Николаев С.Г. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Изв. вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 7. С. 50–55.
- [14] Веремеенко К.К., Галай И.А. Разработка алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 63. <http://trudymai.ru/published.php?ID=36139>.
- [15] Atamanov, N.A., Troitsky, V.A., Gusev, I.V., Strapdown Inertial System Sensor Unit Calibration, 20th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2005, pp. 241–242.
- [16] Козлов А.В., Парусников Н.А., Вавилова Н.Б., Тарыгин И.Е., Голован А.А. Динамическая стендовая калибровка бескарданных инерциальных навигационных систем в сборе // Известия ЮФУ. Технические науки. 2018. №1. С. 241–257.
- [17] Tae-Gyoo Lee, Chang-Ky Sung. Estimation Technique of Fixed Sensor Errors for SDINS Calibration, International Journal of Control, Automation, and Systems, 2004, vol. 2, no. 4, pp. 536–541.
- [18] Климович Б.В., Толочко А.М. Калибровка БИНС навигационного класса точности в инерциальном режиме // XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2015. С. 250–256.
- [19] Быковский А.В. Калибровка бесплатформенной инерциальной навигационной системы в режиме «Навигация» // Авиакосмическое приборостроение. 2014. № 1. С. 18–25.
- [20] Bortz, J.E., A New Mathematical Formulation for Strapdown Inertial Navigation, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. AES-7, no. 1, 1971, pp. 61–66.
- [21] Водичева Л.В., Парышева Ю.В. Методика оценки точностных параметров прецизионного бесплатформенного измерительного блока на грубом поворотном стенде // XXXI конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2018. С. 51–61.
- [22] Парышева Ю.В., Водичева Л.В. Оценка точности и результаты калибровки бесплатформенного измерительного блока для средств выведения // XXXI конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2018. С. 62–72.

Использование мер оцениваемости в алгоритме автокалибровки БИНС

Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, А.В. Козлов,
И.А. Папуша, Н.А. Парусников
Московский государственный университет
им. М.В. Ломоносова
Москва, Россия,
aagolovan@yandex.ru

О.А. Зорина, Е.А. Измайлов,
С.Е. Кухтевич, А.В. Фомичев
Московский институт электромеханики и автоматики
Москва, Россия,
inbox@aomiea.ru

Аннотация — Для повышения точности автономного режима БИНС, установленных на летательных аппаратах, снабженных спутниковыми навигационными системами, могут применяться алгоритмы автокалибровки. Идея таких алгоритмов состоит в использовании в текущем полете взвешенных оценок инструментальных погрешностей инерциальных датчиков, полученных при комплексной обработке информации БИНС и СНС в бортовом вычислителе БИНС по серии предыдущих полетов. Веса оценок должны отражать их достоверность и могут определяться различными способами, от которых во многом зависит эффективность алгоритма. Они могут задаваться как некоторые эмпирические зависимости от характеристик полета, в котором они были получены, таких как длительность и маневренность полета, величина накопленных ошибок инерциальных параметров, либо формироваться на основе ковариационных соотношений, сопровождающих калмановскую фильтрацию. В статье рассматривается возможность использования для вычисления веса стохастической меры оцениваемости, полученной из ковариационных соотношений фильтра Калмана.

Ключевые слова — бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС); спутниковая навигационная система (СНС); комплексная обработка информации (КОИ); автокалибровка БИНС; точность навигационного решения; стохастическая мера оцениваемости

I. ВВЕДЕНИЕ

К современным бескарданным инерциальным навигационным системам, размещаемых на высокоманевренных летательных аппаратах (ЛА), предъявляются достаточно высокие требования по точности навигационного решения. Эта точность определяется, в частности, уровнем инструментальных погрешностей датчиков первичной информации БИНС. При длительной эксплуатации системы инструментальные погрешности могут измениться в сравнении с калибровочными величинами, что приводит к увеличению навигационных ошибок. Однако, практически все навигационные системы и комплексы включают в себя приемник спутниковой навигационной системы (СНС), доставляющий информацию о координатах и скорости объекта с высокой точностью. Совместное использование данных БИНС и СНС позволяет построить алгоритм комплексной

обработки информации, решающий, в частности, задачу оценки инструментальных погрешностей БИНС. Эти оценки, полученные и взвешенные по серии полетов, могут использоваться в алгоритме автокалибровки [1, 6], реализуемом в бортовом вычислителе БИНС для повышения точности автономного навигационного решения. Алгоритм автокалибровки внедрен в некоторые модификации БИНС разработки ПАО МИЭА [8].

Летные испытания семейства БИНС разработки ПАО МИЭА показывают, что внедрение алгоритма автокалибровки в программное обеспечение существенно повысило точность автономного навигационного решения. Эффективность алгоритма автокалибровки делает перспективным его усовершенствование для дальнейшего повышения точности БИНС. Один из возможных путей улучшения основан на использовании стохастических мер оцениваемости линейных комбинаций компонент вектора состояния фильтра Калмана. Стохастические меры оцениваемости легко вычисляются по элементам ковариационных матриц фильтра и отражают выполнение условий, необходимых для оценивания соответствующего параметра. В частности, меры оцениваемости зависят от наличия маневров, требующихся для оценки того или иного параметра модели инструментальных погрешностей в данном полете.

II. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА КОИ

Обычно при построении алгоритмов КОИ применяется информационный подход, согласно которому данные БИНС используются в качестве основной информации, а данные СНС – в качестве дополнительной для оценки погрешностей БИНС. Таким образом, ядром алгоритма КОИ является задача оценивания вектора состояния x линейной динамической системы по измерениям z [1–5]:

$$\dot{x} = Ax + q, \quad z = Hx + w.$$

Здесь вектор состояния x ($n \times 1$) включает в себя ошибки инерциальной системы, систематические погрешности ее элементов и средств, доставляющих дополнительную информацию, а также, возможно, те из случайных погреш-

ностей указанных приборов, которые могут быть описаны с помощью формирующих уравнений; q ($n \times 1$), w ($m \times 1$) – векторные случайные процессы типа белого шума с нулевым средним значением и заданными матрицами интенсивностей.

Данная динамическая система и выражения замеров через компоненты вектора состояния системы приводятся далее в развернутом виде, что позволяет при необходимости написать матрицы A и H в явном виде.

Для решения задачи оценки погрешностей БИНС используются алгоритмы калмановской фильтрации с устойчивой численной реализацией дискретного фильтра, например, с использованием метода квадратного корня из ковариационной матрицы [3,7]. Для рассматриваемых БИНС на лазерных гироскопах (ЛГ) и кварцевых акселерометрах принята следующая модель инструментальных погрешностей:

$$\Delta f_z = \Delta f_z^0 + \Gamma f_z' + \Delta f_z^s, \quad \Gamma = \begin{pmatrix} \Gamma_{11} & 0 & 0 \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & \Gamma_{23} \\ \Gamma_{31} & 0 & \Gamma_{33} \end{pmatrix},$$

$$v_z = v_z^0 + \Theta \omega_z' + v_z^s, \quad \Theta = \begin{pmatrix} \Theta_{11} & \Theta_{12} & \Theta_{13} \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & \Theta_{23} \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{pmatrix}.$$

Здесь:

$\Delta f_z, v_z$ – погрешности акселерометров и гироскопов,

$\Delta f_z^0, v_z^0$ – погрешности нулей акселерометров и гироскопов,

$\Gamma_{ii}, \Theta_{ii}, i = 1, 2, 3$ – погрешности масштабных коэффициентов,

$\Gamma_{ij}, \Theta_{ij}, i = 1, 2, 3, i \neq j$ – погрешности ортогональности осей чувствительности (перекосы),

$\Delta f_z^s, v_z^s$ – случайные составляющие погрешностей типа белого шума [9].

Полный вектор состояния используемого фильтра (для задачи автокалибровки) имеет 32-й порядок включает в себя следующие переменные:

$$\Delta r_1, \Delta r_2, \delta V_1, \delta V_2, \alpha_1, \alpha_2, \beta_3, v_1^0, v_2^0, v_3^0, \Delta f_1^0, \Delta f_2^0, \Delta f_3^0, \Delta r_3, \Delta V_3, \Theta_{11}, \Theta_{12}, \Theta_{13}, \Theta_{21}, \Theta_{22}, \Theta_{23}, \Theta_{31}, \Theta_{32}, \Theta_{33}, \Gamma_{11}, \Gamma_{21}, \Gamma_{22}, \Gamma_{23}, \Gamma_{31}, \Gamma_{33}, \Delta t_1, \Delta t_2$$

где $\Delta r_1, \Delta r_2$ – ошибки определения местоположения в горизонтальной плоскости в осях модельного географического трехгранника с полусвободной азимутальной ориентацией [2],

$\delta V_1, \delta V_2$ – динамические ошибки определения горизонтальных составляющих относительной скорости в этих же осях [2],

α_1, α_2 – угловые ошибки построения приборной вертикали [2] в тех же осях, β_3 – азимутальная кинематическая ошибка [2] в тех же осях,

$\Delta r_3, \Delta V_3$ – ошибки определения высоты и вертикальной скорости,

Δt_1 – запаздывание позиционной спутниковой информации относительно инерциальной,

Δt_2 – запаздывание между скоростной и позиционной информацией СНС.

Имеют место следующие уравнения ошибок [2]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r}_1 &= \delta V_1 + \beta_3 V_2', \\ \Delta \dot{r}_2 &= \delta V_2 - \beta_3 V_1', \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_1 &= 2u_3' \delta V_2 - g\alpha_2 - V_2' v_1^0 d_{31}' - V_2' v_2^0 d_{32}' - V_2' v_3^0 d_{33}' + \\ &+ \Delta f_1^0 d_{11}' + \Delta f_2^0 d_{12}' + \Delta f_3^0 d_{13}' + \\ &+ \Gamma_{11} d_{11}' f_{z1}' + \Gamma_{21} d_{12}' f_{z1}' + \Gamma_{22} d_{12}' f_{z2}' + \\ &+ \Gamma_{23} d_{12}' f_{z3}' + \Gamma_{31} d_{13}' f_{z1}' + \Gamma_{33} d_{13}' f_{z3}' - \\ &- \Theta_{11} V_2' d_{31}' \omega_{z1}' - \Theta_{12} V_2' d_{31}' \omega_{z2}' - \Theta_{13} V_2' d_{31}' \omega_{z3}' - \\ &- \Theta_{21} V_2' d_{32}' \omega_{z1}' - \Theta_{22} V_2' d_{32}' \omega_{z2}' - \Theta_{23} V_2' d_{32}' \omega_{z3}' - \\ &- \Theta_{31} V_2' d_{33}' \omega_{z1}' - \Theta_{32} V_2' d_{33}' \omega_{z2}' - \Theta_{33} V_2' d_{33}' \omega_{z3}' + \Delta f_1^s \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_2 &= -2u_3' \delta V_1 + g\alpha_1 + V_1' v_1^0 d_{31}' + V_1' v_2^0 d_{32}' + V_1' v_3^0 d_{33}' + \\ &+ \Delta f_1^0 d_{21}' + \Delta f_2^0 d_{22}' + \Delta f_3^0 d_{23}' + \\ &+ \Gamma_{11} d_{21}' f_{z1}' + \Gamma_{21} d_{22}' f_{z1}' + \Gamma_{22} d_{22}' f_{z2}' + \\ &+ \Gamma_{23} d_{22}' f_{z3}' + \Gamma_{31} d_{23}' f_{z1}' + \Gamma_{33} d_{23}' f_{z3}' + \\ &+ \Theta_{11} V_1' d_{31}' \omega_{z1}' + \Theta_{12} V_1' d_{31}' \omega_{z2}' + \Theta_{13} V_1' d_{31}' \omega_{z3}' + \\ &+ \Theta_{21} V_1' d_{32}' \omega_{z1}' + \Theta_{22} V_1' d_{32}' \omega_{z2}' + \Theta_{23} V_1' d_{32}' \omega_{z3}' + \\ &+ \Theta_{31} V_1' d_{33}' \omega_{z1}' + \Theta_{32} V_1' d_{33}' \omega_{z2}' + \Theta_{33} V_1' d_{33}' \omega_{z3}' + \Delta f_2^s \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_1 &= -u_3' \frac{\Delta r_1}{R_1} - \frac{\delta V_2}{R_2} + u_3' \alpha_2 - u_2' \beta_3 + \\ &+ v_1^0 d_{11}' + v_2^0 d_{12}' + v_3^0 d_{13}' + \\ &+ \Theta_{11} d_{11}' \omega_{z1}' + \Theta_{12} d_{11}' \omega_{z2}' + \Theta_{13} d_{11}' \omega_{z3}' + \\ &+ \Theta_{21} d_{12}' \omega_{z1}' + \Theta_{22} d_{12}' \omega_{z2}' + \Theta_{23} d_{12}' \omega_{z3}' + \\ &+ \Theta_{31} d_{13}' \omega_{z1}' + \Theta_{32} d_{13}' \omega_{z2}' + \Theta_{33} d_{13}' \omega_{z3}' + v_1^s \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_2 = & -u_3' \frac{\Delta r_2}{R_2} + \frac{\delta V_1}{R_1} - u_3' \alpha_1 + u_1' \beta_3 + \\ & + v_1^0 d_{21}' + v_2^0 d_{22}' + v_3^0 d_{23}' + \\ & + \Theta_{11} d_{21}' \omega_{z1}' + \Theta_{12} d_{21}' \omega_{z2}' + \Theta_{13} d_{21}' \omega_{z3}' + \\ & + \Theta_{21} d_{22}' \omega_{z1}' + \Theta_{22} d_{22}' \omega_{z2}' + \Theta_{23} d_{22}' \omega_{z3}' + \\ & + \Theta_{31} d_{23}' \omega_{z1}' + \Theta_{32} d_{23}' \omega_{z2}' + \Theta_{33} d_{23}' \omega_{z3}' + v_2^s\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\beta}_3 = & \omega_{z1}' \frac{\Delta r_1}{R_1} + \omega_{z2}' \frac{\Delta r_2}{R_2} + \omega_{x2}' \alpha_1 - \omega_{x1}' \alpha_2 + \\ & + v_1^0 d_{31}' + v_2^0 d_{32}' + v_3^0 d_{33}' + \\ & + \Theta_{11} d_{31}' \omega_{z1}' + \Theta_{12} d_{31}' \omega_{z2}' + \Theta_{13} d_{31}' \omega_{z3}' + \\ & + \Theta_{21} d_{32}' \omega_{z1}' + \Theta_{22} d_{32}' \omega_{z2}' + \Theta_{23} d_{32}' \omega_{z3}' + \\ & + \Theta_{31} d_{33}' \omega_{z1}' + \Theta_{32} d_{33}' \omega_{z2}' + \Theta_{33} d_{33}' \omega_{z3}' + v_3^s\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\Delta \dot{r}_i^0 = 0, \quad \dot{v}_i^0 = 0, \\ \dot{\Theta}_{ij} = 0, \quad \dot{\Gamma}_{ij} = 0,\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\Delta \dot{t}_1 = 0, \\ \Delta \dot{t}_2 = 0.\end{aligned}$$

Здесь:

V_i' – проекции скорости ЛА на оси модельного географического трехгранника,

u_i' – проекции угловой скорости Земли на оси этого трехгранника,

g – номинальное значение ускорения силы тяжести,

d_{ij}' – элементы вычисляемой матрицы ориентации приборного трехгранника БИНС относительно модельного географического [2],

f_{zi}' – проекции удельной внешней силы, измеренные блоком акселерометров в приборных осях БИНС,

ω_{zi}' – проекции абсолютной угловой скорости приборного трехгранника БИНС в собственных осях,

R_i – радиусы кривизны сечений поверхности земного эллипсоида,

ω_{xi}' – проекции угловой скорости модельного географического трехгранника на собственные оси.

Модели позиционных z^{pos} и скоростных z^{vel} измерений, формируемые при помощи данных БИНС $(\lambda', \varphi', h', V_E', V_N')$ и СНС $(\lambda^{CHC}, \varphi^{CHC}, h^{CHC}, V_E^{CHC}, V_N^{CHC})$ таковы:

$$\begin{aligned}z_1^{pos} &= \Delta r_\varphi \sin \varepsilon' + \Delta r_\lambda \cos \varepsilon' \\ z_2^{pos} &= \Delta r_\varphi \cos \varepsilon' - \Delta r_\lambda \sin \varepsilon' \\ z_3^{pos} &= \Delta h,\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}\Delta r_\varphi &= (\varphi' - \varphi^{CHC}) R_N \\ \Delta r_\lambda &= (\lambda' - \lambda^{CHC}) R_E \cos \varphi' \\ \Delta h &= h' - h^{CHC}\end{aligned}$$

$$R_E = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi'}}, \quad R_N = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi')^{3/2}}$$

$$\begin{aligned}z_1^{pos} &= \Delta r_1 + V_1' \Delta t_1 + \zeta_1 \\ \text{и } z_2^{pos} &= \Delta r_2 + V_2' \Delta t_1 + \zeta_2 \\ z_3^{pos} &= \Delta r_3 + \zeta_3.\end{aligned}$$

Здесь:

R_E, R_N – радиусы кривизны меридионального сечения и первого вертикала,

a и e – большая полуось земного эллипсоида и его эксцентриситет,

ε' – угол, характеризующий азимутальную ориентацию модельного географического трехгранника в географической координатной сетке,

$\zeta_i, i = 1, 2, 3$ – шумовые погрешности измерений.

Скоростные измерения:

$$\begin{aligned}z_1^{vel} &= V_1' - V_1^{CHC} \\ z_2^{vel} &= V_2' - V_2^{CHC} \\ V_1^{CHC} &= V_N^{CHC} \sin(\varepsilon' - \Delta \lambda \sin \varphi') + V_E^{CHC} \cos(\varepsilon' - \Delta \lambda \sin \varphi') \\ V_1^{CHC} &= V_N^{CHC} \cos(\varepsilon' - \Delta \lambda \sin \varphi') - V_E^{CHC} \sin(\varepsilon' - \Delta \lambda \sin \varphi')\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{и } z_1^{vel} &= \delta V_1 + V_2' \beta_3 + f_1' \Delta t_1 + f_1' \Delta t_2 + \zeta_1 \\ z_2^{vel} &= \delta V_2 - V_1' \beta_3 + f_2' \Delta t_1 + f_2' \Delta t_2 + \zeta_2\end{aligned}$$

где $\zeta_i, i = 1, 2$ – шумовые погрешности измерений,

f_i' – перегрузки в проекциях на оси модельного географического трехгранника,

$\Delta \lambda$ – оценка погрешности долготы, полученная в алгоритме КОИ.

III. АВТОКАЛИБРОВКА

Анализ материалов летных испытаний и стендовых экспериментов показывает, что ошибки автономного инерциального канала БИНС в основном определяются остаточными инструментальными погрешностями инерциальных датчиков, и прежде всего перекосами осей чувствительности гироскопов [10]. Алгоритм КОИ в каждом полете предоставляет косвенные оценки параметров инструментальных погрешностей инерциальных датчиков,

введенных в вектор состояния фильтра Калмана. Как показало исследование, точность инерциального режима может быть повышена за счёт обработки оценок инструментальных погрешностей, накопленных по серии полетов, предшествующих текущему полету. Накопленные по серии полетов оценки проходят процедуру взвешивания, учитывающую указанные ниже факторы, с целью выделения трендовых составляющих в оценках. Далее взвешенные оценки используются для вычисления поправок к инерциальному режиму, формируемых путем численного интегрирования уравнений ошибок БИНС. Компенсация поправок осуществляется только в выходной информации инерциального канала БИНС без «вмешательства» в его работу.

Поясним использование взвешенных оценок в текущем полете. Пусть, например, по множеству предыдущих полетов определены взвешенные оценки перекосов осей чувствительности блока гироскопов: $\tilde{\Theta}_{12}, \tilde{\Theta}_{13}, \tilde{\Theta}_{21}, \tilde{\Theta}_{23}, \tilde{\Theta}_{31}, \tilde{\Theta}_{32}$. В бортовое ПМО добавляется блок интегрирования уравнений ошибок БИНС (используется та же модель, которая реализована в алгоритме КОИ). В начальный момент времени t_0 все компоненты фазового вектора этой модели имеют нулевое значение за исключением компонент: $\Theta_{ij}(t_0) = \tilde{\Theta}_{ij}$.

При взвешивании оценок учитываются следующие факторы: сходимость оценок в каждом полете, тип траектории – маневренная или «спокойная» – и характеристики достоверности информации СНС.

Результатом интегрирования уравнений ошибок в каждый момент времени t , с учетом текущей траектории движения ЛА, являются реализации позиционных, скоростных, угловых ошибок БИНС, порождаемых введенными перекосами $\tilde{\Theta}_{ij}$ осей чувствительности гироскопов. Далее эти ошибки компенсируются в выходной информации инерциального канала БИНС. Данная процедура называется автокалибровкой, поскольку позволяет по оценкам инструментальных погрешностей (отсюда «калибровка»), полученным в процессе эксплуатации (отсюда «авто»), уточнять автономный режим.

Выделим достаточно очевидные свойства режима автокалибровки в текущем полете:

- он сохраняет автономность инерциального решения;
- его работоспособность не зависит от наличия корректирующих данных СНС;
- формируемые поправки к выходной информации инерциального канала связаны только с траекторией текущего полета.

На рис. 1, 2 отражены результаты летных испытаний системы БИНС СП-2 разработки ПАО МИЭА. Статистический анализ показывает эффективность применения алгоритма автокалибровки. Для сравнения приведены графики позиционных погрешностей системы с обозначением границ допусков по серии полетов. На рис. 1 изображены погрешности «чистого» автономного режима БИНС-СП-2 в зависимости от времени полета, на рис. 2 – с внесением автокалибровочных поправок.

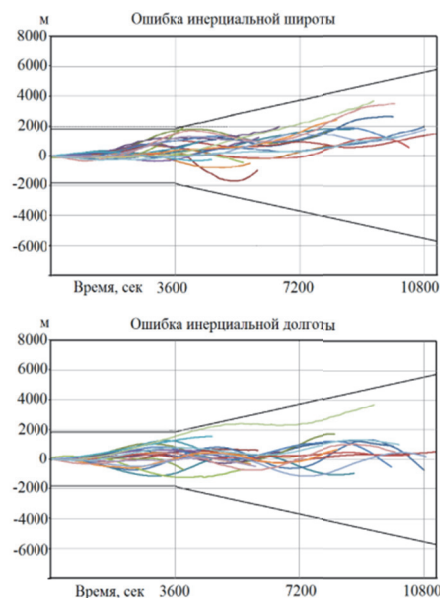


Рис. 1. БИНС-СП-2. Погрешности координат в автономном режиме для серии полетов и границы допусков в 1.85 км за час полета

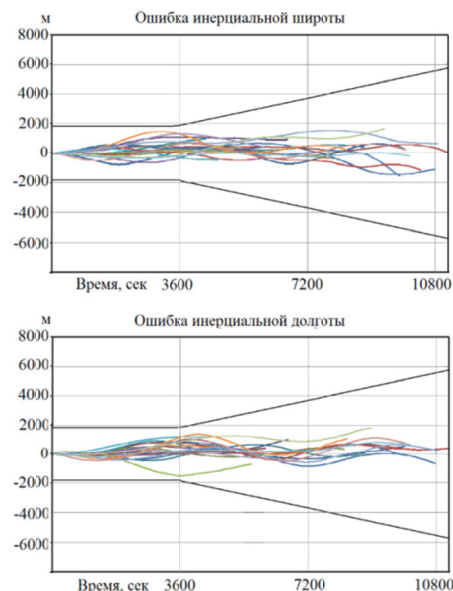


Рис. 2. БИНС-СП-2. Погрешности координат в автономном режиме с учетом автокалибровочных поправок для серии полетов и границы допусков в 1.85 км за час полета

Более подробно результаты внедрения автокалибровки в алгоритм КОИ для различных классов БИНС изложены в публикации [1].

IV. МОДИФИКАЦИЯ АЛГОРИТМА АВТОКАЛИБРОВКИ

Возможным путем модернизации алгоритма автокалибровки является использование наряду с общим весовым коэффициентом оценок из предыдущих полетов индивидуального веса каждого параметра. Свой вес для каждого параметра возможно получить, основываясь на стохастической мере оцениваемости, которая определяется из кова-

риационных соотношений фильтра Калмана в конце полета. Эта характеристика содержит в себе информацию о точности текущей оценки, полученной при помощи доступных измерений, для всех переменных вектора состояния, или их линейных комбинаций.

Стохастическая мера оцениваемости

Пусть:

$x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ – случайный вектор с априорным математическим ожиданием μ_x и ковариацией P_x ,

$\{Z\}$ – совокупность измерений, коррелированных с x ,

$\tilde{x}$ – оценка вектора состояния, доставляемая алгоритмом L :

$$\tilde{x} = L[\{Z\}].$$

Стохастическая мера оцениваемости μ_l скалярной величины $l = c^T x$, $c = (c_1, c_2, \dots, c_n)^T$, являющейся линейной комбинацией компонент вектора состояния, определяется следующим соотношением [3]:

$$\mu_l = \frac{\sigma_l - \sigma_{\Delta l}}{\sigma_l} = 1 - \frac{\sigma_{\Delta l}}{\sigma_l} = 1 - \sqrt{\frac{c^T P_{\Delta x} c}{c^T P_x c}}, \quad 0 < \mu_l \leq 1$$

где $P_{\Delta x}$ – ковариация ошибки оценки $\Delta x = x - \tilde{x}$.

Мера оцениваемости определяется для произвольной линейной комбинации компонент вектора состояния, и, в частности, для каждой его компоненты x_i (при $c_j = 0$, если $j \neq i, c_i = 1$).

Линейные комбинации компонент вектора состояния в задаче оценивания возникают естественным образом. Например, оценки погрешностей компонент вектора скорости относительно Земли определяются по формулам

$$\begin{aligned} \Delta \tilde{V}_1 &= \delta \tilde{V}_1 - V_2' \tilde{\beta}_3 \\ \Delta \tilde{V}_2 &= \delta \tilde{V}_2 - V_1' \tilde{\beta}_3, \end{aligned}$$

являющимся линейными комбинациями оценок динамических ошибок скорости $\delta \tilde{V}_1$ и $\delta \tilde{V}_2$ и оценки азимутальной кинематической ошибки $\tilde{\beta}_3$.

Мера оцениваемости характеризует относительное изменение среднеквадратичного отклонения $\sigma_{\Delta l}$ ошибки оценки Δl переменной l при ее оценивании посредством алгоритма L .

Для иллюстрации характера поведения мер оцениваемости проведено моделирование работы алгоритма КОИ, до-

полненное вычислением этих мер, на данных, зарегистрированных по летным экспериментам с системой БИНС-СП-2. Графики мер оцениваемости перекосов ЛГ в каждом из полетов представлены на рис. 3, 4. Графики показывают, что к концу полетов значения мер оцениваемости значительно отличаются. Например, в первом полете 3 из 6 параметров имеют меру 0.9, что означает их хорошую оцениваемость. А из рис. 4 видно, что переменная $\tilde{\Theta}_{13}$ в данных полетах оценивается значительно хуже, что следует из малой величины соответствующей меры. Представляется естественным исследовать возможность использования мер оцениваемости для формирования весовых коэффициентов оценок в алгоритме автокалибровки.

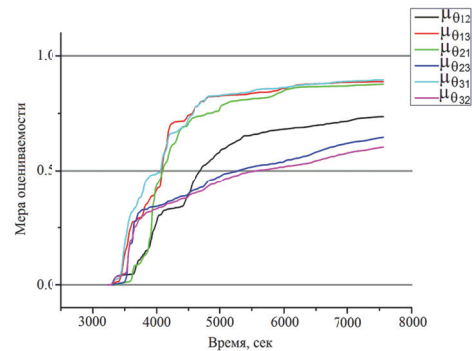


Рис. 3. Меры оцениваемости перекосов ЛГ в первом полете

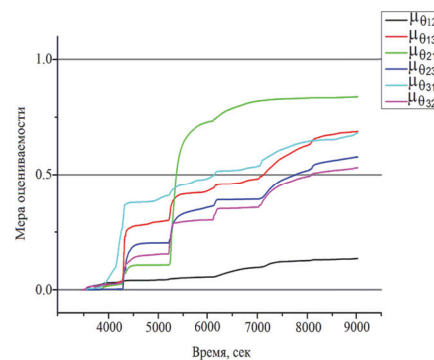


Рис. 4. Меры оцениваемости перекосов ЛГ во втором полете

V. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Численное моделирование является одним из необходимых этапов исследований, предшествующих внедрению модификаций в бортовой алгоритм.

Для исследования эффективности изменений алгоритма автокалибровки была разработана программа, моделирующая процесс автокалибровки на множестве файлов полетных данных. Исследованию предшествовала проверка корректности работы моделирующей программы, основанная на совпадении результатов автокалибровки БИНС на борту и в модельной реализации того же самого алгоритма на персональном компьютере. Проверенная моделирующая программа является инструментом для исследования эффективности тех или иных модификаций алгоритма автокалибровки.

На основе результатов летных испытаний БИНС-СП-2 для выборки из 254 полетов за 2017–2018 гг. проведен статистический анализ данных для алгоритма автокалибровки до и после предполагаемой модификации. Значения величин среднего значения (M) и удвоенного среднеквадратического отклонения (СКО) ошибок широты и долготы БИНС по десятиминутным срезам за время полета отражены на рис. 5–8.

Анализ приведенных статистических данных позволяет сделать вывод о сопоставимой точности модифицированного алгоритма автокалибровки БИНС при использовании стохастической меры оцениваемости и автокалибровки, реализованной в бортовом алгоритме КОИ.

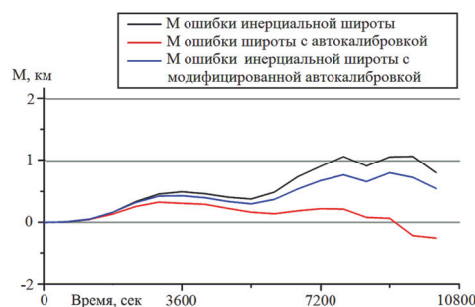


Рис. 5. БИНС-СП-2. Среднее значение погрешности определения широты в случаях бортового и модифицированного алгоритмов автокалибровки

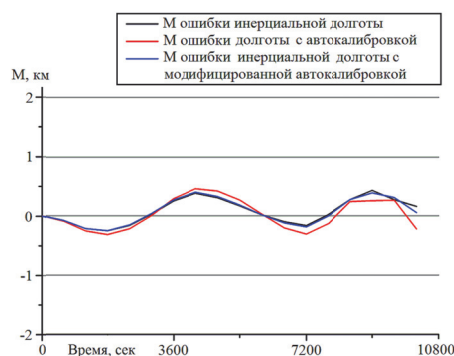


Рис. 6. БИНС-СП-2. Среднее значение погрешности определения долготы в случаях бортового и модифицированного алгоритмов автокалибровки

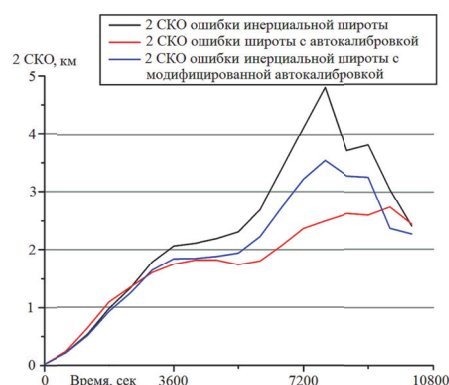


Рис. 7. БИНС-СП-2. Удвоенное СКО погрешности определения широты в случаях бортового и модифицированного алгоритмов автокалибровки

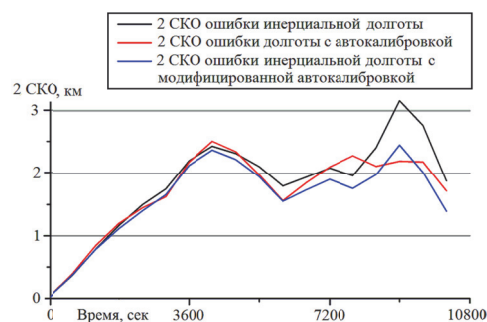


Рис. 8. БИНС-СП-2. Удвоенное СКО погрешности определения долготы в случаях бортового и модифицированного алгоритмов автокалибровки

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрен способ построения и использования интегрированных БИНС-СНС решений для авиационных приложений, включающий в себя алгоритм автокалибровки БИНС.

Алгоритм автокалибровки состоит в следующем:

- на основе комплексной обработки информации БИНС и СНС формируются оценки инструментальных погрешностей БИНС, причем некоторые из полученных оценок сохраняются в энергонезависимой памяти и используются в вычислительных алгоритмах при последующих включениях БИНС;
- вместе с каждой оценкой сохраняется её вес, зависящий от некоторых параметров полета и характеристик процесса оценивания (например, степень маневренности полета, соотношение времени коррекции и времени прогноза алгоритма фильтра Калмана, и т.п.);
- взвешенные оценки, сформированные по серии предшествующих полетов, используются в текущем полете для компенсации погрешностей инерциального навигационного счисления.

Применение автокалибровки БИНС в полете повышает точность формирования навигационного решения.

Предложен способ модернизации автокалибровки, который основывается на привлечении мер оцениваемости, полученных из ковариационных соотношений фильтра Калмана. Путем статистической обработки проведено сравнение описанной выше модификации с ранее реализованным алгоритмом, в котором веса формировались исходя из эвристических соображений.

По результатам моделирования сделан вывод, что модифицированный алгоритм автокалибровки может быть реализован в бортовых вычислителях БИНС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Зорина О.А., Измайлов Е.А., Кухтевич С.Е., Портнов Б.И., Фомичев А.В., Вавилова Н.Б., Голован А.А., Папуша И.А., Парусников Н.А. О расширении возможностей интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем в авиационных приложениях // Гироскопия и навигация. 2017. Том 25, №2 (97).

- [2] Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. Часть I. Математические модели инерциальной навигации. М.: «МАКС Пресс», 2011. 136 с.
- [3] Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. Часть II. Приложения методов оптимального оценивания к задачам навигации. М.: «МАКС Пресс», 2012. 172 с.
- [4] Емельянцева Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации Нац. исслед. ун-т ИТМО. СПб., 2016. 393 с.
- [5] Farrell, J.A., *Aided Navigation Systems: GPS and High Rate Sensors*, New York, NY, McGraw-Hill, 2008, 552 p.
- [6] Вавилова Н.Б., Голован А.А., Измайлов Е.А., Кухтевич С.Е., Парусников Н.А., Фомичев А.В. Способ повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы, Патент РФ на изобретение № 2593432.
- [7] Maybeck, P.S., *Stochastic Models, Estimation and Control*. N.Y.: Acad. Press, 1979.
- [8] Кузнецов А.Г., Портнов Б.И., Измайлов Е.А. Разработка и испытания двух классов авиационных бесплатформенных инерциальных навигационных систем на лазерных гироскопах // Гироскопия и навигация. 2014. №2 (85).
- [9] Измайлов Е.А., Кухтевич С.Е., Тихомиров В.В., Стафеев Д.В., Фомичев А.В. Анализ составляющих дрейфа лазерного гироскопа // Гироскопия и навигация. 2015. №2 (89).
- [10] Емельянцева Г.И., Блажнов Б.А., Драницына Е.В., Степанов А.П. О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трёхгранника // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. №1 (92).

Кватернионные регулярные уравнения и алгоритмы космической инерциальной навигации*

Ю.Н. Челноков

Институт проблем точной механики и управления РАН

Саратов, Россия

ChelnokovYuN@gmail.com

Аннотация — Предлагаются новые кватернионные уравнения идеальной работы бесплатформенных инерциальных навигационных систем, а также систем пространственной инерциальной навигации со стабилизированной в азимуте платформой и с гиростабилизированной платформой, сохраняющей свою ориентацию в инерциальном пространстве неизменной, в регулярных четырехмерных переменных, предложенных автором доклада. Эти уравнения ИНС имеют динамическую аналогию с кватернионными регулярными уравнениями возмущенной пространственной задачи двух тел в четырехмерных переменных Кустаанхеймо–Штифеля, что позволяет использовать в космической инерциальной навигации результаты, установленные в теории регулярной небесной механики и астродинамики. Обсуждается построение алгоритмов функционирования ИНС с использованием предлагаемых кватернионных уравнений идеальной работы ИНС. В докладе развиваются результаты, полученные в [1–5].

Ключевые слова — космические инерциальные навигационные системы; кватернионные регулярные уравнения инерциальной навигации

I. КВАТЕРНИОННЫЕ РЕГУЛЯРНЫЕ УРАВНЕНИЯ ИДЕАЛЬНОЙ РАБОТЫ ИНС И ВОЗМУЩЕННОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ЗАДАЧИ ДВУХ ТЕЛ

В докладе обсуждаются предложенные автором доклада новые кватернионные уравнения идеальной работы систем пространственной инерциальной навигации со стабилизированной в азимуте платформой и с гиростабилизированной платформой, сохраняющей свою ориентацию в инерциальном пространстве неизменной, и кватернионные уравнения идеальной работы бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) в новых регулярных четырехмерных переменных, предложенных автором доклада. В уравнениях, помимо ньютоновской составляющей гравитационного поля Земли, учитываются его зональные, тессеральные и секториальные гармоники; в качестве дополнительной переменной используется полная энергия единицы массы КА. Используемые в уравнениях и алгоритмах инерциальной навигации новые четырехмерные переменные связаны с широко используемыми в небесной механике и астродинамике четырехмерными переменными Кустаанхеймо–Штифеля (KS -переменными) преобразованием вращения.

Как известно, в основе инерциальной навигации лежит векторное ньютоновское дифференциальное уравнение возмущенной пространственной задачи двух тел. Это уравнение (как и другие уравнения инерциальной навигации в криволинейных координатах) является существенно нелинейным и вырождается при соударении объекта с телом притяжения, например, с Землей (при равенстве нулю расстояния между объектом и телом притяжения), что делает использование этого уравнения неудобным при изучении движения объекта в малой окрестности тела притяжения или его движения по сильно вытянутым орбитам. Сингулярность в начале координат создает не только теоретические, но и практические (вычислительные) трудности. Проблема устранения указанной особенности в уравнениях движения тел, порождаемой силами гравитации, получила название проблемы регуляризации и является в настоящее время одной из основных проблем небесной механики и астродинамики. Эта проблема является также актуальной и в космической инерциальной навигации.

Предлагаемые уравнения инерциальной навигации удобны для изучения свойств платформенных и бесплатформенных ИНС космического назначения. Так, эти уравнения являются линейными (в новом времени) в случае кеплеровских движений объекта (эллиптического, гиперболического, параболического), для эллиптического кеплеровского движения объекта они эквивалентны уравнениям движения четырехмерного одночастотного гармонического осциллятора, квадрат частоты которого равен половине кеплеровской энергии единицы массы объекта, взятой со знаком минус. Для движений, близких к кеплеровским, уравнения близки к линейным и имеют вид уравнений движения четырехмерного возмущенного осциллятора. Обычные же уравнения идеальной работы ИНС в прямоугольных и косоугольных координатах и в том и в другом случае являются существенно нелинейными. Указанное обстоятельство позволяет применять для интегрирования предлагаемых уравнений ИНС модифицированные численные методы, превосходящие классические методы по точности и быстродействию.

Предлагаемые кватернионные уравнения ИНС динамически аналогичны с регулярными уравнениями возмущенной пространственной задачи двух тел в KS -переменных, что позволяет использовать в космической инерциальной

навигации результаты, установленные в теории регулярной небесной механики и астродинамики. Так, рядом исследователей (Е. Stiefel, G. Scheifele, Т.В. Бордовицына, Н.А. Шарковский и др.) показано [6–8], что численное интегрирование регулярных уравнений возмущенного движения спутника по орбитам с большими эксцентриситетами (интегрирование уравнений возмущенной задачи двух тел) в KS -переменных дает увеличение точности интегрирования на 3–5 порядков при существенном уменьшении затрат машинного времени по сравнению с интегрированием классических уравнений в прямоугольных координатах.

В силу существующей динамической аналогии между регулярными уравнениями возмущенной пространственной задачи двух тел и предложенными в докладе регулярными кватернионными уравнениями идеальной работы ИНС последние уравнения обладают для достаточно широкого класса движений космических аппаратов всеми указанными преимуществами первых в сравнении с обычными уравнениями идеальной работы этих навигационных систем. Указанная стабилизация достигается за счет использования для записи уравнений ИНС новых регулярных четырехмерных переменных, а также за счет введения в уравнения ИНС в качестве новой переменной полной энергии и новой независимой переменной τ , связанной с временем t дифференциальным соотношением $dt = r d\tau$. Полная энергия обращается в константу для кеплеровских движений объекта и близка к константе для движений, близких к кеплеровским. Таким образом, в предлагаемые уравнения ИНС заложена дополнительная информация о движении объекта, которую традиционно используемые уравнения не учитывают. Использование новых четырехмерных переменных, связанных с KS -переменными преобразованием вращения, и этой дополнительной информации и являются факторами, улучшающими численную устойчивость решений предлагаемых уравнений идеальной работы ИНС.

Отметим, что успешное решение проблемы регуляризации в небесной механике и астродинамике (устранения особенностей типа сингулярности (деления на ноль) в уравнениях движения, порождаемых ньютоновскими силами гравитации) с использованием кватернионных моделей и методов теоретической механики было впервые дано автором доклада [9, 10] (см. также [2, 11–14]), им же были предложены новые кватернионные регулярные модели небесной механики и астродинамики и решения с их помощью задач оптимального управления орбитальным движением космических аппаратов (совместно с Я.Г. Сапунковым и В.А. Юрко) [2, 14–22]. Предложенные автором доклада регуляризующие и стабилизирующие преобразования уравнений астродинамики использованы в докладе для построения новых кватернионных уравнений идеального функционирования ИНС.

Предлагаемые в докладе кватернионные уравнения идеальной работы ИНС в новых регулярных четырехмерных переменных, в отличие от ранее предложенных автором доклада регулярных кватернионных уравнений идеальной работы ИНС в KS -переменных [3–5], имеют более простую и симметричную структуру, а также позволяют

более просто учитывать в уравнениях и алгоритмах функционирования ИНС долготные составляющие гравитационного поля Земли.

В докладе обсуждается построение алгоритмов функционирования ИНС с использованием предлагаемых кватернионных уравнений идеальной работы ИНС в новых регулярных четырехмерных переменных. Предлагаются уравнения ИНС, полученные из выше описанных кватернионных регулярных уравнений, но более удобные для их реализации в реальном масштабе времени на борту объекта, а также предлагаются кватернионные регулярные уравнения и алгоритмы ИНС для решения важного класса навигационных задач, в которых расстояние от объекта до центра Земли известно как функция времени или формируется из внешних (по отношению к ИНС) источников.

Отметим также, что используемый в докладе термин «регулярные уравнения инерциальной навигации» означает, как и в небесной механике и астродинамике, отсутствие в уравнениях навигации особенности (деления на ноль, малого знаменателя), порождаемой ньютоновским (центральной) гравитационным полем, в описании которого содержится деление на расстояние от движущегося объекта до центра масс Земли. При учете несферичности Земли в предлагаемых нами уравнениях инерциальной навигации помимо слагаемых, описывающих действие ньютоновской силы тяготения, появляются слагаемые, описывающие зональные, тессеральные и секториальные гармоники потенциала гравитационного поля Земли, нарушающие регулярность этих уравнений. Однако этот термин нами по-прежнему используется, означая регулярность предлагаемых уравнений инерциальной навигации в отношении особенности, порождаемой ньютоновской силой притяжения (центральной составляющей гравитационного поля Земли).

II. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ КА С УЧЕТОМ ЗОНАЛЬНЫХ, ТЕССЕРАЛЬНЫХ И СЕКТОРИАЛЬНЫХ ГАРМОНИК ПОТЕНЦИАЛА ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ

Полученные кватернионные регулярные уравнения инерциальной навигации, использующие в качестве дополнительной переменной полную энергию h^* единицы массы объекта и учитывающие зональные, тессеральные и секториальные гармоники потенциала гравитационного поля Земли, имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{u}} - (h^*/2)\mathbf{u} &= (r/2)\mathbf{q} - (1/4)(\partial(r\Pi)/\partial\mathbf{u}), \\ h^* &= r(\partial\Pi_{\text{ис}}/\partial t) + 2\text{scal}(\mathbf{u}^* \circ \mathbf{q}), \quad \dot{t} = r; \\ r = \|\mathbf{u}\|^2 &= \mathbf{u} \circ \bar{\mathbf{u}} = \bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{u} = u_0^2 + u_1^2 + u_2^2 + u_3^2, \\ \mathbf{u} &= u_0 + u_1\mathbf{i} + u_2\mathbf{j} + u_3\mathbf{k} = r^{1/2}\bar{\boldsymbol{\lambda}}, \\ \boldsymbol{\lambda} &= \lambda_0 + \lambda_1\mathbf{i} + \lambda_2\mathbf{j} + \lambda_3\mathbf{k} = r^{1/2}\bar{\mathbf{u}}, \\ \mathbf{q} &= -\mathbf{k} \circ \mathbf{a}_y \circ \mathbf{u} = -\mathbf{k} \circ \mathbf{u} \circ \mathbf{a}_x, \\ \mathbf{a}_y &= a_1\mathbf{i} + a_2\mathbf{j} + a_3\mathbf{k}, \quad \mathbf{a}_x = a_1^*\mathbf{i} + a_2^*\mathbf{j} + a_3^*\mathbf{k}; \\ \Pi &= \Pi(t, \mathbf{r}_x) = \Pi_z(r, \gamma) + \Pi_{\text{ис}}(r, \gamma, \boldsymbol{\lambda}), \end{aligned} \quad (1)$$

$$\Pi_z(r, \gamma) = (fM/r) \sum_{n=2}^{\infty} \sum I_n(R/r)^n P_n(\gamma), \quad r = |\mathbf{r}|, \quad \gamma = \sin \varphi = (x_3/r),$$

$$\Pi_{is}(r, \gamma, \lambda) = (fM/r) \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{k=1}^n (R/r)^n P_{nk}(\gamma) [C_{nk} \cos(k\lambda) + S_{nk} \sin(k\lambda)].$$

Здесь штрих означает дифференцирование по новой независимой переменной τ (замена времени t на переменную τ в соответствии с дифференциальным соотношением $dt/d\tau = r$ эквивалентна аналитическому регулированию длины шага интегрирования дифференциальных уравнений инерциальной навигации (1)); символ $\circ$ означает кватернионное умножение; $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ – векторные мнимые единицы Гамильтона, верхняя черта – символ кватернионного сопряжения, $\text{scal}(\dots)$ – скалярная часть кватерниона, стоящего в круглых скобках; $\mathbf{u}$ – кватернионная регулярная переменная, компонентами u_j ($j = 0, 1, 2, 3$) которой являются введенные нами новые переменные; r – расстояние от объекта до центра Земли; λ_j – параметры Родрига-Гамильтона (Эйлера), характеризующие ориентацию платформы (в случае ИНС со стабилизированной в азимуте платформой) или ориентацию вращающейся системы координат Y , в которой записаны уравнения инерциальной навигации (в случае ИНС с гиростабилизированной платформой, сохраняющей свою ориентацию в инерциальном пространстве неизменной, или в случае БИНС); a_i и a_i^* – проекции вектора $\mathbf{a}$ кажущегося ускорения объекта на оси трехгранника Y и инерциального базиса X соответственно; Π – потенциал, характеризующий малое отклонение поля тяготения Земли от сферической формы; Π_z и Π_r – потенциалы, описывающие зональные, тессеральные и секториальные гармоники гравитационного поля Земли; M – масса Земли, f – постоянная тяготения, R – средний экваториальный радиус Земли; I_n , C_{nk} и S_{nk} – безразмерные постоянные, характеризующие фигуру Земли; P_n – полином Лежандра n -го порядка, P_{nk} – присоединенные функции Лежандра, φ – геоцентрическая широта, λ – географическая долгота местоположения объекта.

Частная производная $\partial(r\Pi)/\partial\mathbf{u}$ определяется формулами:

$$\begin{aligned} \partial(r\Pi(r, \gamma, \lambda))/\partial\mathbf{u} &= (\partial(r\Pi)/\partial r)(\partial r/\partial\mathbf{u}) + (\partial(r\Pi)/\partial\gamma)(\partial\gamma/\partial\mathbf{u}) + \\ &\quad + (\partial(r\Pi_{is})/\partial\lambda)(\partial\lambda/\partial\mathbf{u}); \\ \partial r/\partial\mathbf{u} &= \partial r/\partial u_0 + (\partial r/\partial u_1)\mathbf{i} + (\partial r/\partial u_2)\mathbf{j} + (\partial r/\partial u_3)\mathbf{k} = 2\mathbf{u}, \\ \partial\gamma/\partial\mathbf{u} &= 2r^{-1}(u_0 - u_1\mathbf{i} - u_2\mathbf{j} + u_3\mathbf{k} - \gamma\mathbf{u}), \\ \partial\lambda/\partial\mathbf{u} &= u_3/(u_0^2 + u_3^2) - (u_2/(u_1^2 + u_2^2))\mathbf{i} + \\ &\quad + (u_1/(u_1^2 + u_2^2))\mathbf{j} - (u_0/(u_0^2 + u_3^2))\mathbf{k}, \\ r &= u_0^2 + u_1^2 + u_2^2 + u_3^2, \\ \gamma &= 1 - 2r^{-1}(u_1^2 + u_2^2) = 2r^{-1}(u_0^2 + u_3^2) - 1, \\ \lambda &= \lambda_a - \omega_e t, \\ \lambda_a &= \arctg(x_2/x_1) = \arctg((u_2u_3 + u_0u_1)/(u_1u_3 - u_0u_2)), \\ \partial\lambda/\partial\mathbf{u} &= \partial\lambda_a/\partial\mathbf{u}, \\ x_1 &= 2(u_1u_3 - u_0u_2), \quad x_2 = 2(u_2u_3 + u_0u_1), \\ x_3 &= u_0^2 - u_1^2 - u_2^2 + u_3^2, \end{aligned}$$

где λ_a – абсолютная долгота, ω_e – угловая скорость суточного вращения Земли.

С помощью кватернионных соотношений

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_x &= x_1\mathbf{i} + x_2\mathbf{j} + x_3\mathbf{k} = \bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{k} \circ \mathbf{u}, \\ \mathbf{v}_x &= x_1^*\mathbf{i} + x_2^*\mathbf{j} + x_3^*\mathbf{k} = v_1^*\mathbf{i} + v_2^*\mathbf{j} + v_3^*\mathbf{k} = 2r^{-1}\bar{\mathbf{u}} \circ \mathbf{k} \circ \mathbf{u}', \\ \mathbf{r}_y &= r\mathbf{k}, \quad \mathbf{v}_y = v_1\mathbf{i} + v_2\mathbf{j} + v_3\mathbf{k} = 2r^{-1}\mathbf{k} \circ \mathbf{u}' \circ \bar{\mathbf{u}} \end{aligned}$$

находятся через новые переменные u_j и u_j' декартовые координаты объекта x_i и y_i в инерциальной системе координат X и вращающейся системе координат Y , а также проекции v_i^* и v_i вектора $\mathbf{v}$ абсолютной скорости объекта на оси систем координат X и Y

Вводя новую переменную $s_j = u_j' = ru_j^*$ (где верхняя точка – символ дифференцирования по времени t) и переходя в уравнениях (1) от независимой переменной τ к времени t , получаем следующие скалярные уравнения инерциальной навигации в нормальной форме Коши:

$$\begin{aligned} u_j^* &= r^{-1}s_j, \\ s_j^* &= (2r)^{-1}[h^* - \partial\Pi^+/\partial r + r^{-1}(\gamma \pm 1)(\partial\Pi^+/\partial\gamma)]u_j - \\ &\quad - (4r)^{-1}(\partial\Pi_{is}^+/\partial\lambda)(\partial\lambda/\partial u_j) + (1/2)q_j, \quad j = 0, 1, 2, 3, \\ h^* &= -\omega_e(\partial\Pi_{is}/\partial\lambda) + 2r^{-1}(q_0s_0 + q_1s_1 + q_2s_2 + q_3s_3); \\ \Pi^+ &= \Pi_z^+ + \Pi_{is}^+, \quad \Pi_z^+ = r\Pi_z(r, \gamma), \quad \Pi_{is}^+ = r\Pi_{is}(r, \gamma, \lambda), \\ q_0 &= a_3u_0 + a_2u_1 - a_1u_2, \quad q_1 = a_2u_0 - a_3u_1 + a_1u_3, \\ q_2 &= -a_1u_0 - a_3u_2 + a_2u_3, \quad q_3 = a_1u_1 + a_2u_2 + a_3u_3. \end{aligned}$$

Здесь учтено равенство

$$\partial\Pi_{is}/\partial t = (\partial\Pi_{is}/\partial\lambda)(\partial\lambda/\partial t) = -\omega_e(\partial\Pi_{is}/\partial\lambda).$$

Знак «+» берется в уравнениях для переменных s_1 и s_2 , а знак «-» в уравнениях для переменных s_0 и s_3 .

Эти уравнения могут быть реализованы на бортовом компьютере в реальном масштабе времени.

Полученные уравнения идеальной работы ИНС в новых регулярных четырехмерных переменных, в отличие от ранее предложенных автором доклада регулярных уравнений идеальной работы ИНС в KS -переменных [3–5], имеют более простую и симметричную структуру (за счет более простых формул для вычисления частной производной $\partial(r\Pi)/\partial\mathbf{u}$), а также позволяют более просто учитывать в уравнениях и алгоритмах ИНС долготные составляющие гравитационного поля Земли.

Отметим, что введенные нами новые переменные u_j связаны с KS -переменными u_{KS} преобразованием вращения: $\mathbf{u} = \mathbf{u}_{KS} \circ \boldsymbol{\pi}$, $\boldsymbol{\pi} = (1/2)(1 + \mathbf{i} + \mathbf{j} + \mathbf{k})$. Отметим также, что при построении новых кватернионных уравнений инерциальной навигации были использованы результаты работы [23].

Полученные регулярные уравнения имеют качественные преимущества в сравнении с уравнениями ИНС в прямоугольных или косоугольных координатах и в угловых переменных [24, 25], указанные в п. 1 доклада.

В заключение доклада отметим последние работы [26–30] автора доклада, в которых предложены новые уравнения и алгоритмы инерциальной навигации и ориентации движущихся объектов авиационного назначения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Челноков Ю.Н. Кватернионные алгоритмы систем пространственной инерциальной навигации // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1983. № 6. С. 14–21.
- [2] Челноков Ю.Н. Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением. М.: Физматлит, 2011. 560 с.
- [3] Челноков Ю.Н. Инерциальная навигация в космосе с использованием кватернионных регулярных уравнений астродинамики // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2018. С. 147–150.
- [4] Челноков Ю.Н. Кватернионные регулярные уравнения инерциальной навигации в космосе // Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов. Сборник. М.: МАИ, 2018. С. 115–117.
- [5] Челноков Ю.Н. Инерциальная навигация в космосе с использованием регулярных кватернионных уравнений астродинамики // Прикладная математика и механика. 2018. Т. 82. № 6. С. 706–720.
- [6] Stiefel, E.L., Scheifele, G., Linear and regular celestial mechanics, Berlin: Springer, 1971, 350 p.
- [7] Бордовицына Т.В. Современные численные методы в задачах небесной механики. М.: Наука, 1984. 136 с.
- [8] Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы. Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007. 178 с.
- [9] Челноков Ю.Н. К регуляризации уравнений пространственной задачи двух тел // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1981. № 6. С. 12–21.
- [10] Челноков Ю.Н. О регулярных уравнениях пространственной задачи двух тел // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1984. № 1. С. 151–158.
- [11] Челноков Ю.Н. Кватернионная регуляризация и стабилизация возмущенного центрального движения. Ч. 1 // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1993. № 1. С. 20–30.
- [12] Челноков Ю.Н. Кватернионная регуляризация и стабилизация возмущенного центрального движения. Ч. 2 // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1993. № 2. С. 3–11.
- [13] Челноков Ю.Н. Кватернионная регуляризация уравнений возмущенной пространственной ограниченной задачи трех тел. I // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2017. № 6. С. 24–54.
- [14] Челноков Ю.Н. Кватернионная регуляризация в небесной механике и астродинамике и управление траекторным движением. I // Космические исследования. 2013. Т. 51. № 5. С. 389–401.
- [15] Челноков Ю.Н. Кватернионная регуляризация в небесной механике и астродинамике и управление траекторным движением. II // Космические исследования. 2014. Т. 52. № 4. С. 322–336.
- [16] Челноков Ю.Н. Кватернионная регуляризация в небесной механике и астродинамике и управление траекторным движением. III // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 5. С. 430–446.
- [17] Челноков Ю.Н. Применение кватернионов в теории орбитального движения искусственного спутника. I // Космические исследования. 1992. Т. 30. Вып. 6. С. 759–770.
- [18] Челноков Ю.Н. Применение кватернионов в теории орбитального движения искусственного спутника. II // Космические исследования. 1993. Т. 31. Вып. 3. С. 3–15.
- [19] Челноков Ю.Н., Сапунков Я.Г. Построение оптимальных управлений и траекторий космического аппарата на основе регулярных кватернионных уравнений задачи двух тел // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 2. С. 150–158.
- [20] Челноков Ю.Н., Юрко В.А. Кватернионное построение оптимальных управлений и траекторий движения космического аппарата в ньютоновском гравитационном поле // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1996. № 6. С. 3–13.
- [21] Челноков Ю.Н. Анализ оптимального управления движением точки в гравитационном поле с использованием кватернионов // Известия РАН. Теория и системы управления. 2007. № 5. С. 18–44.
- [22] Сапунков Я.Г., Челноков Ю.Н. Построение оптимальных управлений и траекторий движения центра масс космического аппарата, снабженного солнечным парусом и двигателем малой тяги, с использованием кватернионов и переменных Кустаанхеймо–Штифеля // Космические исследования. 2014. Т. 52. № 6. С. 489–499.
- [23] Челноков Ю.Н. Кватернионные уравнения возмущенного движения искусственного спутника Земли // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 2. С. 117–131.
- [24] Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. М.: Наука, 1966. 579 с.
- [25] Ишлинский А.Ю. Об уравнениях задачи определения местоположения движущегося объекта посредством гироскопов и измерителей ускорений // Прикладная математика и механика. 1957. Т. 21. Вып. 6. С. 725–739.
- [26] Челноков Ю.Н. Уравнения инерциальной навигации для кажущейся и гравитационной скоростей и их аналитические решения для неподвижного объекта // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2016. № 1. С. 6–18.
- [27] Челноков Ю.Н. Уравнения и алгоритмы для нахождения инерциальной ориентации и кажущейся скорости движущегося объекта в кватернионных и бикватернионных четырехмерных ортогональных операторах // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2016. № 2. С. 17–25.
- [28] Челноков Ю.Н., Переляев С.Е., Челнокова Л.А. Исследование алгоритмов определения инерциальной ориентации движущегося объекта // Известия Саратовского университета. Новая серия. Сер. Математика. Механика. Информатика. 2016. Т. 16, вып. 1. С. 80–95.
- [29] Челноков Ю.Н. Уравнения кинематики твердого тела в четырехмерных кососимметрических операторах и их приложения в инерциальной навигации // Прикладная математика и механика. 2016. Т. 80. Вып. 6. С. 637–652.
- [30] Челноков Ю.Н., Переляев С.Е. Алгоритмы ориентации движущегося объекта с разделением интегрирования быстрых и медленных движений // Прикладная математика и механика. 2017. Т. 81. Вып. 1. С. 18–32.

Аналитическое решение приближенного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела и построение на его основе алгоритма определения ориентации БИНС*

А.В. Молоденков

Институт проблем точной
механики и управления
РАН, Саратов, Россия
molalexci@yandex.ru

С.Е. Переляев

Институт проблем механики
им. А.Ю. Ишлинского РАН
Москва, Россия
sergey-perelyaev@mail.ru

Я.Г. Сапунков

Институт проблем точной
механики и управления РАН
Саратов, Россия
iptmuran@san.ru

Т.В. Молоденкова

Саратовский государствен-
ный технический университет
им. Ю.А. Гагарина
Саратов, Россия
moltw@yandex.ru

Аннотация — На основе полученного точного решения приближенного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела с помощью квадратур решена задача определения кватерниона ориентации твердого тела при произвольном векторе угловой скорости и малом угле поворота твердого тела. Исходя из этого решения, предложен подход к построению нового алгоритма для вычисления ориентации БИНС.

Ключевые слова — аналитическое решение, алгоритм, ориентация, произвольная угловая скорость, твердое тело, БИНС, кватернион

I. ВВЕДЕНИЕ

При функционировании многих бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) периодически вычисляется вектор конечного поворота твердого тела (объекта) путем приближенного решения приближенного линейного дифференциального уравнения относительно этого вектора (в практике построения БИНС в сверхбыстрых циклах алгоритмов нелинейным членом в уравнении для вектора конечного поворота твердого тела при малых углах поворота пренебрегают). В уравнении входной величиной является вектор угловой скорости твердого тела. Отметим, что полное нелинейное уравнение для вектора конечного поворота твердого тела является аналогом кватернионного линейного уравнения относительно кватерниона ориентации твердого тела; вектор конечного поворота и кватернион ориентации связаны между собой известными соотношениями. Приближенное линейное дифференциальное уравнение относительно вектора конечного поворота в литературе решают различными численными методами, например, методом Пикара, тогда вторая итерация этого метода в практике БИНС может быть принята за окончательную. Данное слагаемое в итерационной формуле метода Пикара называют вектором некоммутирующего поворота, или «конингом». При определенных движениях твердого тела это слагаемое вносит существенный вклад в погрешность метода. Исследование некоммутирующих поворотов (или конинга) как вида механического движения тел, разделение численных алгоритмов определения ориентации твердого тела (БИНС) на быстрый и медленный циклы счета направлены на компенсацию влияния

этого явления. Между тем, для некоторого нового вектора угловой скорости, который получается в задаче определения ориентации твердого тела (БИНС) на основе исходного произвольного вектора угловой скорости при осуществлении взаимно однозначных замен переменных в уравнениях движения твердого тела, приближенное дифференциальное уравнение для вектора конечного поворота твердого тела допускает точное аналитическое решение. Покажем это.

Ставится задача определения кватерниона ориентации Λ твердого тела по произвольному заданному вектору угловой скорости $\omega(t)$ и начальному угловому положению твердого тела в пространстве на основе кватернионного кинематического уравнения, известная как задача Дарбу. Далее производятся замены переменных по схеме $\Lambda \rightarrow U$, где U – кватернион ориентации некоторой введенной системы координат, при этом всегда возможен обратный переход $U \rightarrow \Lambda$. Эти замены носят характер преобразований вращения и сводят исходную задачу определения ориентации твердого тела (кватерниона Λ) с произвольным переменным вектором угловой скорости $\omega(t)$ к задаче, где вектор угловой скорости введенной системы координат $\Omega(t)$, оставаясь в общем случае переменным по модулю, совершает вполне определенное движение – вращается вокруг одной из осей системы координат. Данное движение является обобщенной конической прецессией и хорошо согласуется с известной концепцией Пуансо, что всякое вращение твердого тела вокруг неподвижной точки можно представить как некоторое коническое движение. Нахождение аналитического решения полученного кватернионного дифференциального уравнения относительно нового неизвестного кватерниона U по-прежнему остается трудной задачей. Однако уравнение, отличающееся от этого только коэффициентом $1/2$ в правой части (т.е. с вектором угловой скорости $\Omega(t)/2$) решается в замкнутой форме. При этом отметим, что кватернионному дифференциальному уравнению изоморфно однородное векторное дифференциальное уравнение Пуассона.

Полученной задаче с вектором угловой скорости $\Omega(t)$ и неизвестным кватернионом ориентации U ставится в соответствие полное нелинейное дифференциальное уравнение относительно неизвестного вектора конечного

Работа поддержана РФФИ, грант 19-01-00205.

поворота твердого тела $\mathbf{x}$. Приближенное линейное уравнение для вектора конечного поворота, которое представляет собой неоднородное векторное дифференциальное уравнение, однородная часть которого эквивалентна уравнению Пуассона с векторным коэффициентом $\mathbf{\Omega}(t)/2$, становится аналитически разрешимым и, следуя методу Лагранжа, его решение $\mathbf{x}^*$ находится в квадратурах.

В докладе на основе полученного точного решения приближенного линейного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела с помощью квадратур решена задача определения кватерниона ориентации твердого тела при произвольном векторе угловой скорости и малом угле поворота твердого тела. Исходя из этого решения, предложен подход к построению нового алгоритма сверхбыстрого цикла для вычисления инерциальной ориентации БИНС: 1) по заданным компонентам вектора угловой скорости твердого тела $\mathbf{\omega}(t)$ на основе взаимно - однозначных замен переменных в каждый момент времени вычисляется новый вектор угловой скорости $\mathbf{\Omega}(t)$ некоторой новой введенной системы координат; 2) используя новый вектор угловой скорости $\mathbf{\Omega}(t)$ и начальное положение твердого тела, с помощью квадратур находится точное решение $\mathbf{x}^*$ приближенного линейного уравнения для вектора конечного поворота с нулевым начальным условием; 3) по вектору конечного поворота определяется значение кватерниона ориентации твердого тела (БИНС) по схеме $\mathbf{x}^* \approx \mathbf{x} \Leftrightarrow \mathbf{U} \rightarrow \mathbf{\Lambda}$.

Отметим, что при построении алгоритма ориентации БИНС на каждом последующем шаге замена переменных учитывает предыдущий шаг алгоритма таким образом, что начальное значение вектора конечного поворота твердого тела каждый раз будет нулевым.

Поскольку предлагаемый алгоритм аналитического решения приближенного линейного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела является точным, он носит регулярный характер при всех угловых движениях твердого тела.

Ранее авторами были построены точное решение приближенного дифференциального уравнения Борца относительно вектора ориентации твердого тела и на его основе кватернионный алгоритм определения ориентации БИНС [1, 2].

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ТВЕРДОГО ТЕЛА (БИНС)

Рассмотрим задачу Коши для кватернионного кинематического уравнения [3] с произвольной заданной вектор-функцией угловой скорости $\mathbf{\omega}(t)$, записанную в следующей форме (эта задача известна как проблема Дарбу):

$$2\dot{\mathbf{\Lambda}} = \mathbf{\Lambda} \circ \mathbf{\omega}(t), \quad (1)$$

$$\mathbf{\Lambda}(t_0) = \mathbf{\Lambda}_0. \quad (2)$$

Здесь $\mathbf{\Lambda}(t) = \lambda_0(t) + \lambda_1(t)\mathbf{i}_1 + \lambda_2(t)\mathbf{i}_2 + \lambda_3(t)\mathbf{i}_3$ – кватернион, описывающий положение твердого тела в инерциальном пространстве; $\mathbf{\omega}(t) = \omega_1(t)\mathbf{i}_1 + \omega_2(t)\mathbf{i}_2 + \omega_3(t)\mathbf{i}_3$ – вектор угловой скорости твердого тела, заданный своими

проекциями на оси системы координат, связанной с твердым телом; $\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$ – 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 произведение; $\mathbf{\Lambda}_0$ – начальное значение кватерниона $\mathbf{\Lambda}(t)$ при $t = t_0$, $t \in [t_0, \infty)$ (t_0 положим равным 0). Требуется определить кватернион $\mathbf{\Lambda}(t)$.

Также может ставиться задача определения вектора конечного поворота твердого тела $\mathbf{x}(t)$ [3] относительно инерциального пространства путем решения точного дифференциального уравнения для вектора конечного поворота твердого тела

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{\omega} + \frac{1}{2} \mathbf{x} \times \mathbf{\omega} + \frac{1}{4} (\mathbf{x}, \mathbf{\omega}) \mathbf{x}, \quad (3)$$

где $\times$ и $(\cdot, \cdot)$ означают векторное и скалярное произведения. В уравнении (3) входной величиной является вектор угловой скорости $\mathbf{\omega}$. Отметим, что нелинейное уравнение (3) для вектора конечного поворота твердого тела $\mathbf{x}$ является аналогом кватернионного линейного уравнения (1); вектор $\mathbf{x}$ и кватернион $\mathbf{\Lambda}$ связаны соотношениями:

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= 2\lambda_v/\lambda_0 = 2\mathbf{e} \operatorname{tg}(\varphi/2), \quad \mathbf{e} = \lambda_v/\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2}, \\ \lambda_v &= \lambda_1\mathbf{i}_1 + \lambda_2\mathbf{i}_2 + \lambda_3\mathbf{i}_3, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\cos \varphi = \lambda_0, \quad \sin \varphi = \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2}, \quad 0 \leq \varphi < \pi,$$

где φ является углом ориентации твердого тела, а $\mathbf{e}$ – эйлеровой осью вращения. В практике построения алгоритмов ориентации БИНС путем численного решения уравнения (3) на временном отрезке $t_{m-1} \leq t < t_m$ третьим членом в этом уравнении при малых углах φ пренебрегают (он является величиной второго порядка). Если полученное упрощенное (приближенное) дифференциальное уравнение

$$\dot{\mathbf{x}}^* = \mathbf{\omega} + \mathbf{x}^* \times \mathbf{\omega} / 2 \quad (5)$$

решать итерационным методом Пикара, то вторая итерация этого метода принимается за окончательную [4]:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_m^* &= \int_{t_{m-1}}^{t_m} (\mathbf{\omega}(t)dt + \mathbf{\alpha}(t) \times \mathbf{\omega}(t) / 2)dt = \mathbf{\alpha}_m + \mathbf{\beta}_m, \\ \mathbf{\alpha}(t) &= \int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{\omega}(\tau)d\tau, \quad \mathbf{\alpha}_m = \mathbf{\alpha}(t_m), \\ \mathbf{\beta}(t) &= \int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{\alpha}(\tau) \times \mathbf{\omega}(\tau)d\tau / 2, \quad \mathbf{\beta}_m = \mathbf{\beta}(t_m), \end{aligned} \quad (6)$$

где вектор $\mathbf{\beta}$ в (6) называют вектором некоммутативного поворота, или «конингом». При определенных движениях твердого тела это слагаемое вносит существенный

вклад в погрешность метода. Исследование некоммутативных поворотов (или конинга) как вида механического движения тел, разделение численных алгоритмов определения ориентации твердого тела (БИНС) на быстрый и медленный циклы счета направлены на компенсацию влияния этого явления. Между тем, для некоторого нового вектора угловой скорости $\mathbf{w}(t)$, который получается в задаче определения ориентации твердого тела (БИНС) на основе исходного произвольного вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$ при осуществлении взаимно однозначных замен переменных в уравнениях движения твердого тела, приближенное уравнение для вектора конечного поворота твердого тела допускает точное аналитическое решение. Покажем это.

III. ТОЧНОЕ РЕШЕНИЕ ПРИБЛИЖЕННОГО УРАВНЕНИЯ ДЛЯ ВЕКТОРА КОНЕЧНОГО ПОВОРОТА ТВЕРДОГО ТЕЛА И ПОСТРОЕНИЕ НА ЕГО ОСНОВЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ БИНС

Запишем взаимно-однозначную замену переменных в задаче (1), (2) [5 по схеме $\Lambda \rightarrow U$, где $U(t)$ – кватернион ориентации некоторой введенной системы координат (новая переменная), кватернион $V(t)$ – задаваемый оператор перехода, K – произвольный постоянный кватернион:

$$\Lambda(t) = U(t) \circ K \circ V(t), \quad \|K\| = \|V\| = 1, \quad (7)$$

$$V(t) = (-i_1 \sin N(t) + i_2 \cos N(t)) \circ \exp(i_3 N(t)/2) \circ \exp(i_1 \Omega_1(t)/2), \quad (8)$$

$$2\dot{U} = U \circ K \circ \mathbf{w}(t) \circ \tilde{K}, \quad (9)$$

$$\mathbf{w}(t) = \mu(t)(-i_1 \sin N(t) + i_2 \cos N(t)) - 2i_3 v(t), \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \mu(t) &= \omega_2(t) \cos \Omega_1(t) - \omega_3(t) \sin \Omega_1(t), \\ v(t) &= \omega_2(t) \sin \Omega_1(t) + \omega_3(t) \cos \Omega_1(t), \\ N(t) &= \int_0^t v(\tau) d\tau, \quad \Omega_1(t) = \int_0^t \omega_1(\tau) d\tau, \end{aligned} \quad (11)$$

$$U(0) = \Lambda_0 \circ (-i_2) \circ \tilde{K}, \quad (12)$$

где (9)–(12) новая задача определения ориентации с новым вектором угловой скорости $\mathbf{w}(t)$, а " $\|\cdot\|$ " означает норму кватерниона.

Нахождение аналитического решения полученного кватернионного дифференциального уравнения (9) по-прежнему остается трудной задачей. Однако уравнение, отличающееся от этого только коэффициентом 1/2 в правой части (т.е. вектором угловой скорости $\mathbf{w}(t)/2$)

$$2\dot{\Psi} = \Psi \circ K \circ \mathbf{w}(t) \circ \tilde{K} / 2, \quad (13)$$

$$\Psi(0) = \Lambda_0 \circ (-i_2) \circ \tilde{K}, \quad (14)$$

решается в замкнутой форме. Выберем кватернион K в виде $K = \Lambda_0 \circ (-i_2)$, чтобы начальные условия (12), (14) стали единичными $U(0) = \Psi(0) = 1$. Отметим, что этот прием с кватернионом K важен при последующем построении алгоритма ориентации БИНС. Решение задачи Коши (13), (14) запишется так:

$$\Psi = \Lambda_0 \circ (-i_2) \circ \Phi(t) \circ i_2 \circ \tilde{\Lambda}_0, \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \Phi(t) &= \exp(i_2 M(t)/4) \circ \exp(-i_3 N(t)/2), \\ M(t) &= \int_0^t \mu(\tau) d\tau. \end{aligned} \quad (16)$$

На основе выражений типа (4) поставим в соответствие приведенной кватернионной задаче определения ориентации (9)–(12) задачу с векторным приближенным уравнением типа (5):

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}^* &= \Lambda_0 \circ (-i_2) \circ \mathbf{w}(t) \circ i_2 \circ \tilde{\Lambda}_0 + \\ &+ \mathbf{x}^* \times (\Lambda_0 \circ (-i_2) \circ \mathbf{w}(t) \circ i_2 \circ \tilde{\Lambda}_0) / 2, \end{aligned} \quad (17)$$

$$\mathbf{x}^*(0) = 0. \quad (18)$$

Отметим, что однородная часть векторного линейного дифференциального уравнения (17) эквивалентна разрешимой системе (13), записанной в форме векторного дифференциального уравнения Пуассона. Следуя методу Лагранжа решения линейных неоднородных дифференциальных систем уравнений, на основании (15), (16) точное решение приближенного уравнения (17) будет иметь вид

$$\begin{aligned} \mathbf{x}^* &= \Lambda_0 \circ (-i_2) \circ \tilde{\Phi}(t) \circ \\ &\circ \int_0^t \Phi(\tau) \circ \mathbf{w}(\tau) \circ \tilde{\Phi}(\tau) d\tau \circ \Phi(t) \circ i_2 \circ \tilde{\Lambda}_0. \end{aligned} \quad (19)$$

Тем самым задача определения ориентации твердого тела (1)–(3) на основе (5) при малых углах поворота полностью решена с помощью квадратур. Приведем аналитический алгоритм определения ориентации твердого тела (БИНС) при произвольных углах поворота.

- 1) По заданным компонентам вектора угловой скорости твердого тела $\boldsymbol{\omega}(t)$ в каждый момент времени t вычисляются функции $\mu(t), v(t)$ по формулам:

$$\begin{aligned} \Omega_1(t) &= \int_0^t \omega_1(\tau) d\tau, \\ \mu(t) &= \omega_2(t) \cos \Omega_1(t) - \omega_3(t) \sin \Omega_1(t), \\ v(t) &= \omega_2(t) \sin \Omega_1(t) + \omega_3(t) \cos \Omega_1(t); \end{aligned}$$

- 2) вычисленным $\mu(t), \nu(t)$ определяется вектор $\mathbf{w}(t)$:

$$N(t) = \int_0^t \nu(\tau) d\tau,$$

$$\mathbf{w}(t) = \mu(t)(-\mathbf{i}_1 \sin N(t) + \mathbf{i}_2 \cos N(t)) - 2\mathbf{i}_3 \nu(t);$$

- 3) используя вектор $\mathbf{w}(t)$ и начальное положение твердого тела Λ_0 вычисляется значение вектора ориентации твердого тела $\mathbf{x}^*$:

$$M(t) = \int_0^t \mu(\tau) d\tau,$$

$$\Phi(t) = \exp(\mathbf{i}_2 M(t) / 4) \circ \exp(-\mathbf{i}_3 N(t) / 2),$$

$$\mathbf{x}^* = \mathbf{K} \circ \tilde{\Phi}(t) \circ \int_0^t \Phi(\tau) \circ \mathbf{w}(\tau) \circ \tilde{\Phi}(\tau) d\tau \circ \Phi(t) \circ \tilde{\mathbf{K}},$$

$$\mathbf{K} = \Lambda_0 \circ (-\mathbf{i}_2);$$

- 4) на основе формул типа (4) по вектору ориентации $\mathbf{x}^*$ определяем компоненты кватерниона $\mathbf{U}$;
- 5) находим приближенное значение кватерниона ориентации твердого тела (БИНС) Λ^{approx}

$$\Lambda^{approx} = \mathbf{U}(t) \circ \mathbf{K} \circ (-\mathbf{i}_1 \sin N(t) + \mathbf{i}_2 \cos N(t)) \circ \exp(\mathbf{i}_3 N(t) / 2) \circ \exp(\mathbf{i}_1 \Omega_1(t) / 2).$$

При реализации алгоритма ориентации БИНС на каждом последующем шаге алгоритма m кватернион $\mathbf{K}$ следует выбирать в виде $\mathbf{K}_m = \Lambda_{m-1} \circ (-\mathbf{i}_2)$. Тогда начальное значение по переменной $\mathbf{x}^*$ каждый раз будет нулевым.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Молоденков А.В., Сапунков Я.Г., Молоденкова Т.В., Переляев С.Е. Точное решение приближенного уравнения Борца и построение на его основе кватернионного алгоритма ориентации БИНС // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2018. С. 267–270.
- [2] Молоденков А.В., Сапунков Я.Г., Молоденкова Т.В., Точное решение приближенного уравнения Борца и построение на его основе кватернионного алгоритма ориентации БИНС // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17. № 5. С. 335–340.
- [3] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973.
- [4] Savage, P.G., Strapdown analytics. Strapdown Associates Inc., Maple Plan, Minnesota, 2007.
- [5] Molodentkov, A.V., On the solution of the Darboux problem, *Mechanics of Solids*, 2007, vol. 42, no. 2, pp. 167–176.

Автономное определение начальных координат местоположения*

В.В. Аврутов, Ю.Ф. Лазарев
г. Киев, Украина

Аннотация — Рассматривается способ автономного определения начальных координат объекта. В основе работы способа лежит метод определения широты на неподвижном основании и метод аналитического гирокомпасирования. Данные методы используют бесплатформенную инерциальную технологию, при которой применяется инерциально-измерительный модуль (ИИМ), состоящий из трех акселерометров и трех гироскопов (датчиков угловой скорости). Разработана модель погрешности определения начальной долготы. Погрешность метода зависит от погрешностей определения широты и азимута.

Ключевые слова — акселерометры; гироскопы; инерциально-измерительный модуль; широта; долгота; азимут

1. ВВЕДЕНИЕ

Как известно, задачей навигационных средств и систем является определение координат местоположения или построение маршрута пути из одной точки до другой. Земные (морские, авиационные и наземные) подвижные объекты и космические аппараты имеют свои навигационные средства и системы. Кроме того, навигационные системы каждого вида транспортного средства могут быть построены на различных физических принципах.

Для нормальной работы инерциальных навигационных систем необходимо иметь начальные значения координат местоположения. Обычно эти значения являются известными, если движение транспортных средств осуществляется из мест с известными координатами (аэропорты, космодромы или морские порты). Если же объект стартует из новых мест с неизвестными координатами, то начальные значения координат места можно определить, используя астрономические средства, либо, применяя приемник спутниковой навигационной системы или средства радиосвязи.

Однако астрономические методы зависят от погодных условий, а нормальная работа спутниковых средств и средств радиосвязи могут быть нарушена системами радиоэлектронной борьбы.

Кроме начальных значений координат местоположения, для нормальной работы бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) требуется их выставка, которая подразумевает знание начальных значений углов ориентации объекта – азимута и углов наклона относительно плоскости горизонта. Для выставки БИНС бывает необходимо знать начальную широту места.

Первым автономным средством определения широты является гиросирот – гироскоп Фуко II рода (1852). Одна-

ко необходимые предварительные условия для построения гиросироты затрудняют его практическую реализацию [1].

Вторым автономным средством определения широты является бескарданный гиросироткомпас [2], у которого определение широты базируется на формуле:

$$\cos \varphi = \frac{1}{\Omega} \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2}, \quad (1)$$

где ω_x, ω_y – горизонтальные проекции северной составляющей проекции угловой скорости Земли $\Omega \cos \varphi$, измеряемые либо двумя гироскопами, работающими в режиме датчиков угловой скорости:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \Omega \cos \varphi \cdot \cos \psi, \\ \omega_y &= \Omega \cos \varphi \cdot \sin \psi, \end{aligned}$$

либо измеряемые одним динамически настраиваемым гироскопом с вертикально расположенной осью вращения ротора, Ω – угловая скорость вращения Земли, φ – широта, ψ – текущий угол курса.

Однако в этом случае необходимо либо предварительно горизонтировать площадку, на которой расположены гироскопы, либо аналитически учитывать наклон площадки относительно плоскости горизонта.

Третьим, наиболее универсальным автономным методом определения широты является использование инерциально-измерительного модуля (ИИМ) и навигационного компьютера [1, 3]. ИИМ должен содержать как минимум три акселерометра, три гироскопа – датчиков угловой скорости, а также сервисные электронные схемы. Определение начальной широты места базируется на формуле [3]:

$$\sin \varphi = -\frac{1}{\Omega \cdot g} (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z). \quad (2)$$

Здесь $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ – проекции угловой скорости вращения Земли на оси $Oxyz$, связанные с ИИМ, g_x, g_y, g_z – проекции ускорения силы тяжести, $\Omega = \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2}$, $g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2}$.

В работе [3] на основе формулы (2) получена модель погрешности автономного определения начальной широты и предъявлены требования к точности гироскопов и акселерометров. Показано, что наклоны основания относительно плоскости горизонта и смещение ИИМ относительно плоскости меридиана не влияют на определение начальной широты. Результаты эксперимента показали работоспособность автономного определения начальной широты.

При определении долготы на наземных и морских подвижных объектах используются методы счисления пути, методы триангуляции и сферической тригонометрии [4, 5]. Следует отметить, что если определение начальной широты, курса или азимута позволяют достичь автономности, то физически осуществить полностью автономное определение долготы не удастся из-за субъективно назначенного Гринвичского меридиана, относительно которого происходит отсчет долготы.

В данной работе описан новый метод определения начальной долготы, который базируется на вышеописанном (третьем) автономном способе определения начальной широты и автономном определении азимута.

II. ОПИСАНИЕ МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНОЙ ДОЛГОТЫ

Пусть положение объекта на земном сфероиде определяется долготой λ , широтой φ и радиусом Земли R .

Воспользуемся известными соотношениями между скоростью изменения широты и долготы и скоростью движения объекта [6]:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{v_N}{R}, \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{v_E}{R \cos \varphi}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $v_N = v \cdot \cos K$, $v_E = v \cdot \sin K$, v – скорость, K – курс объекта.

Рассматривая совместно данные уравнения, получим

$$\frac{d\varphi}{d\lambda} = \operatorname{ctg} K \cdot \cos \varphi. \quad (4)$$

Разделяя переменные и переходя от угла курса к фиксированному углу азимута A реперной точки, после интегрирования будем иметь точное решение дифференциального уравнения:

$$\lambda = \lambda_0 + \ln \left| \frac{\operatorname{tg} \left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\pi}{4} \right)}{\operatorname{tg} \left(\frac{\varphi_0}{2} + \frac{\pi}{4} \right)} \right| \cdot \operatorname{tg} A. \quad (5)$$

Здесь λ_0, φ_0 – известные координаты реперной точки.

На рис. 1 изображено положение реперной точки M_0 с известными координатами λ_0, φ_0 . Текущую широту φ точки M можно измерить с помощью автономного метода определения широты на неподвижном основании [3]. Долгота места λ определяется по формуле (5). Азимут A реперной точки M_0 можно измерить с помощью ИИМ в режиме аналитического гирокомпасирования [1, 7].

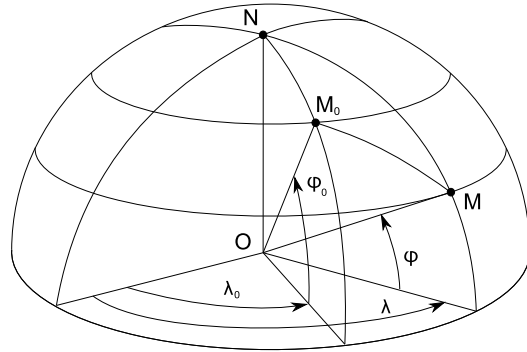


Рис. 1. Положение реперной точки M_0 и текущее положение точки M

С точностью до первого члена разложения в ряд Тейлора последнее выражение можно преобразовать к виду

$$\lambda \approx \lambda_0 + \frac{2 \sin \left(\frac{\varphi - \varphi_0}{2} \right)}{\cos \frac{\varphi + \varphi_0}{2}} \cdot \operatorname{tg} A. \quad (6)$$

Следует отметить, что данное приближенное выражение практически совпадает с приближенным выражением для разности долготы, полученным для аналитического счисления пути с использованием теоремы о среднем значении интеграла [4]:

$$\Delta \lambda = \frac{\Delta \varphi}{\cos \frac{\varphi + \varphi_0}{2}} \cdot \operatorname{tg} A, \quad (7)$$

где $\Delta \lambda = \lambda - \lambda_0$, $\Delta \varphi = \varphi - \varphi_0$.

Итак, для определения начального значения долготы λ требуется знание координат реперной точки λ_0, φ_0 , её азимута A , измеренного из текущего положения и широты текущего положения φ . Если азимут реперной точки можно измерить методами аналитического или физического гирокомпасирования, то широту – с помощью описанного выше метода автономного определения широты.

На рис. 2 изображен график абсолютной погрешности расчета разности долготы, вычисленной по формулам (5) и (6) в зависимости от азимута.

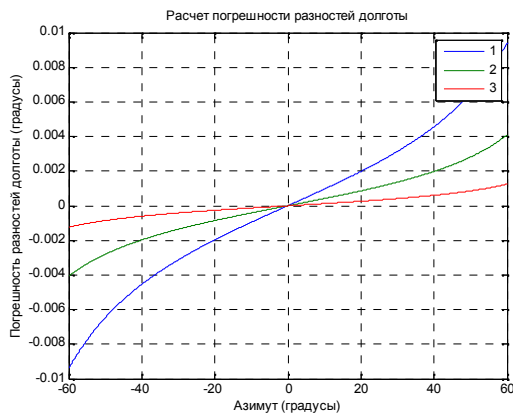


Рис. 2. Погрешность расчета разности долготы, вычисленной по формулам (5) и (6) в зависимости от азимута

Кривые 1, 2, 3 рассчитаны для значений широты 46° , 47° и 48° соответственно при $\varphi_0 = 50^\circ$. Очевидно, что погрешность вычисления разности долготы увеличивается с увеличением расстояния от реперной точки. Таким образом, использование точной формулы (5) предпочтительнее по сравнению с формулой (6) при увеличении разности широт или расстояния между текущим положением и положением реперной точки.

III. МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДОЛГОТЫ

Запишем формулу (5) через разность долготы $\Delta\lambda = \lambda - \lambda_0$ в следующем виде

$$\Delta\lambda = \ln \left| \frac{\operatorname{tg}\left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\pi}{4}\right)}{\operatorname{tg}\left(\frac{\varphi_0}{2} + \frac{\pi}{4}\right)} \right| \cdot \operatorname{tg} A, \quad (8)$$

Раскладывая в ряд Тейлора выражение (8), можно получить выражение для погрешности определения разности долготы:

$$\delta\lambda = \ln \left| \frac{\operatorname{tg}\left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\pi}{4}\right)}{\operatorname{tg}\left(\frac{\varphi_0}{2} + \frac{\pi}{4}\right)} \right| \cdot \frac{\delta A}{\cos^2 A} + \frac{\operatorname{tg} A}{\cos \varphi} \cdot \delta\varphi, \quad (9)$$

Здесь δA , $\delta\varphi$ – погрешности определения азимута и широты соответственно.

В табл. 1 представлены расчетные значения погрешности определения разности долготы (9) при различных зна-

чениях погрешности определения азимута и широты при $\lambda_0 = 30^\circ$, $\varphi_0 = 50^\circ$, $\varphi = 48^\circ$ и $A = -58^\circ$.

TABLE I. РАСЧЕТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗНОСТИ ДОЛГОТЫ

δA , угл. мин.	$\delta\varphi$, угл. мин.	$\delta\lambda$, угл. мин.
1	3	-7.36
3	5	-12.53
5	7	-17.68
7	9	-22.85
9	11	-28.01
11	13	-33.17

Итак, погрешность определения долготы зависит от погрешностей определения азимута и широты.

ВЫВОДЫ

Предложен автономный метод определения начальных координат места на неподвижном основании. Для этого необходимо иметь ИИМ, который содержит ортогонально расположенные три акселерометра и три гироскопа. В основе метода лежит автономный метод определения начальной широты и азимута. Для определения начальной долготы места необходимо знать широту места, координаты реперной точки, и её азимут.

Разработана модель погрешности определения долготы места, которая показала, что основными причинами её возникновения являются погрешности определения широты и азимута. Результаты численных расчетов показали, что для практической реализации данного метода определения координат места требуются достаточно точные гироскопы и навигационные акселерометры.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аврутов В.В. Бескарданный гиросироткомпас // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. СПб, 2018. С. 269–273.
- [2] Патент Российской Федерации № 2 572 651 от 09/09/2014.
- [3] Аврутов В.В. Автономное определение начальной широты с помощью инерциально-измерительного модуля // Прикл. механика. 2018. Т. 54. №5. С. 116–122.
- [4] Михайлов В.С., Кудрявцев В.Г., Давыдов В.С. Навигация и лоция. Киев, 2009. 618 с.
- [5] Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. М.: Наука, 1979. 296 с.
- [6] Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. К.: Вища школа, 1985. 392 с.
- [7] Avrutov, V.V., Buhaiov, D.V., Meleshko, V.V., Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System, *Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017*, October 17–19, 2017, Kiev, Ukraine, pp. 134–138.

«Сверхмягкое» управление конечными параметрами одноосного гиростабилизатора*

В.М. Никифоров, А.А. Гусев, К.А. Андреев, А.С. Ширяев, Т.А. Жукова

ФГУП «НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина», Москва, Россия

Аннотация — Рассматривается «сверхмягкое» управление конечными параметрами одноосного гиростабилизатора, обеспечивающее требуемые точность и «мягкость» разворота ГСП из произвольного начального положения в заданное конечное положение. Представлены задачи синтеза «сверхмягких» терминальных регуляторов для ГСП и ЧЭ ГБ. Проведено математическое моделирование «сверхмягкого» управления. Сделаны выводы о применении «сверхмягкого» управления конечными параметрами одноосного гиростабилизатора.

Ключевые слова — «сверхмягкое» управление, «динамический отскок», гиростабилизированная платформа, чувствительный элемент гироблока

I. ВВЕДЕНИЕ

Управление сложными прецизионными динамическими системами в общем случае состоит из нескольких этапов грубого и точного управлений. Реализация различных этапов управления требует дополнительных аппаратных затрат, которые являются причинами увеличения габаритно-массовых характеристик и, как правило, стоимости. Кроме того, разбиение управления на несколько этапов приводит к последующим побочным эффектам. Например, управление одноосным гиростабилизатором (ОГС) в режиме «грубого» приведения приводит к «динамическому отскоку» гиростабилизированной платформой (ГСП), который необходимо устранить, используя дополнительную аппаратную составляющую в виде электронного прибора, что увеличивает габаритно-массовые характеристики и стоимость гиростабилизатора.

II. ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью работы является «сверхмягкое» управление конечными параметрами одноосного гиростабилизатора, обеспечивающее требуемые точность и «мягкость» разворота ГСП.

Объектом исследования является одноосный гиростабилизатор (ОГС), в состав которого входит гиростабилизированная платформа (ГСП) и поплавковый гироблок (ГБ).

III. «СВЕРХМЯГКОЕ» УПРАВЛЕНИЕ

«Сверхмягкое» управление конечными параметрами одноосного гиростабилизатора должно обеспечиваться «сверхмягкими» терминальными регуляторами для ГСП и ГБ.

В данной работе решается задача синтеза «сверхмягкого» терминального регулятора $U[t, X(t), u(t), \dot{u}(t), \ddot{u}(t), \dots, u^r(t)]$

при котором ГСП и ГБ перейдут из произвольного начального положения $X(t_0) = X_0$ в заданное конечное состояние $Q[X(t_k), u(t_k), \dot{u}(t_k), \ddot{u}(t_k), \dots, u^r(t_k)]$ за определённый промежуток времени $t \in [t_0, t_k]$ при наложенных ограничениях на управляющие воздействия двигателя силовой стабилизации ГСП и задатчик момента ГБ, при этом функционал управления, характеризующий минимум потребляемой энергии $\frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_k} U^2(t) dt \rightarrow \min$ примет минимальное значение.

Для синтеза «сверхмягкого» терминального регулятора в большинстве случаев применяются алгоритмы, построенные на основе методов решения обратных задач динамики. Структуру «сверхмягкого» терминального регулятора для ГСП и ГБ можно представить в виде вектора из двух составляющих:

$$U = \begin{pmatrix} M_\alpha^u(t) \\ M_\beta^u(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} M_\alpha^{ter}(t) + M_\alpha^{com}(t) \\ M_\beta^{ter}(t) + M_\beta^{com}(t) \end{pmatrix} \leq \begin{pmatrix} M_{\alpha max}^u(t) \\ M_{\beta max}^u(t) \end{pmatrix},$$

где $M_\alpha^{ter}(t) = M_\alpha^u(t)$ – терминальная составляющая регулятора для ГСП;

$M_\alpha^{com}(t) = k_{ga} \cdot \omega_\alpha(t) + H_{gb} \cdot \omega_\beta(t)$ – компенсационная составляющая регулятора для ГСП;

$M_\beta^{ter}(t) = M_\beta^u(t)$, – терминальная составляющая регулятора для ГБ;

$M_\beta^{com}(t) = k_{gb} \cdot \omega_\beta(t) - H_{gb} \cdot \omega_\alpha(t)$ – компенсационная составляющая регулятора для ГБ.

Компенсационная составляющая регулятора для ГСП учитывает момент вязкого трения в опорах ГСП по оси стабилизации и гироскопический момент, создаваемый связанным объектом. Аналогичные моменты, возникающие в ГБ, учитывает компенсационная составляющая для ГБ.

Для синтеза терминальных составляющих $M_\alpha^{ter}(t)$ и $M_\beta^{ter}(t)$ необходимо решить две автономные терминальные задачи: для ГСП необходимо найти $M_\alpha^{ter}(t)$ при котором ГСП из начального состояния $X_\alpha(t_0) = X_{\alpha 0} = (\alpha_0 \ \omega_{\alpha 0})^T$ переместиться в заданное конечное состояние $Q(t_k) = (\alpha_k \ \omega_{\alpha k} \ M_{\alpha k}^{ter} \ \dot{M}_{\alpha k}^{ter} \ \ddot{M}_{\alpha k}^{ter})^T$

за промежутков времени $t \in [t_0, t_k]$, при этом минимизируемый функционал качества управления равен $J_\alpha = \frac{1}{2} \cdot \int_{t_0}^{t_k} [M_\alpha^{ter}(t)]^2 dt \rightarrow \min$, и для ГБ необходимо найти $M_\beta^{ter}(t)$, при котором ГБ из начального состояния $X_\beta(t_0) = X_{\beta 0} = (\beta_0 \ \omega_{\beta 0})^T$ переместится в заданное конечное состояние $Q(t_k) = (\beta_k \ \omega_{\beta k} \ M_{\beta k}^{ter} \ \dot{M}_{\beta k}^{ter} \ \ddot{M}_{\beta k}^{ter})^T$ за промежуток времени $t \in [t_0, t_k]$, при этом минимизируемый функционал управления равен $J_\beta = \frac{1}{2} \cdot \int_{t_0}^{t_k} [M_\beta^{ter}(t)]^2 dt \rightarrow \min$.

Синтез «сверхмягкого» терминального регулятора для ГСП (ГБ) выполняется для следующих начальных и конечных состояний:

начальное положение

$$X_0(t_0) = X_0 = (\alpha_0 \ \omega_{\alpha 0} \ \beta_0 \ \omega_{\beta 0})^T = \left(\frac{\pi}{3} \ 0 \ \frac{\pi}{180} \ 0 \right)^T,$$

конечное состояние

$$Q(t_k) = \begin{pmatrix} \alpha_k & \omega_{\alpha k} & M_{\alpha k}^{ter} & \dot{M}_{\alpha k}^{ter} & \ddot{M}_{\alpha k}^{ter} \\ \beta_k & \omega_{\beta k} & M_{\beta k}^{ter} & \dot{M}_{\beta k}^{ter} & \ddot{M}_{\beta k}^{ter} \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T,$$

с функционалом качества управления

$$J = \frac{1}{2} \cdot \int_{t_0}^{t_k} [M_\alpha^{ter}(t)]^2 dt + \frac{1}{2} \cdot \int_{t_0}^{t_k} [M_\beta^{ter}(t)]^2 dt \rightarrow \min.$$

В результате синтеза получены «сверхмягкие» терминальные законы управления с учётом терминальных и компенсационных составляющих для ГСП и ГБ соответственно, обеспечивающие требуемые точность и «мягкость» разворота ГСП, что подтверждено математическим моделированием.

Окончательно, «сверхмягкие» терминальные законы управления с учётом терминальных и компенсационных составляющих для ГСП и ГБ соответственно, представлены ниже:

$$\begin{aligned} M_\alpha^u &= -30 \cdot J_{gp} \cdot \frac{\alpha_k - \alpha(t)}{(t_k - t)^2} + 10 \cdot J_{gp} \cdot \frac{2 \cdot \omega_k - \omega_\alpha(t)}{t_k - t} + 6 \cdot M_{\alpha k}^u + \\ &+ (t_k - t) \cdot \dot{M}_{\alpha k}^u + \frac{(t_k - t)^2}{12} \cdot \ddot{M}_{\alpha k}^u + \frac{k_{ga}}{J_{gp}} \cdot \omega_\alpha(t) + \frac{H}{J_{gp}} \cdot \omega_\beta(t), \\ M_\beta^u &= -30 \cdot J_{gb} \cdot \frac{\beta_k - \beta(t)}{(t_k - t)^2} + 10 \cdot J_{gb} \cdot \frac{2 \cdot \omega_{\beta k} - \omega_\beta(t)}{t_k - t} + 6 \cdot M_{\beta k}^u + \\ &+ (t_k - t) \cdot \dot{M}_{\beta k}^u + \frac{(t_k - t)^2}{12} \cdot \ddot{M}_{\beta k}^u + \frac{k_{ga}}{J_{gb}} \cdot \omega_\beta(t) - \frac{H}{J_{gb}} \cdot \omega_\alpha(t), \end{aligned}$$

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В результате математического моделирования «сверхмягкого» управления конечными параметрами ОГС (разворот оси стабилизации ГСП с 60 до 0 градусов) получены изменения углового положения ГСП относительно оси стабилизации, угловой скорости ГСП относительно оси стабилизации, углового положения оси прецессии ЧЭ ГБ, угловой скорости ЧЭ ГБ относительно оси прецессии, управляющих моментов, воздействующего на ГСП и ГБ, представленные на рис. 1–6 соответственно.

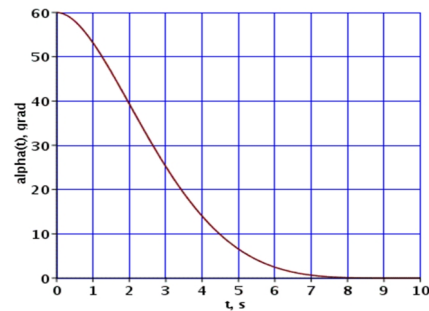


Рис. 1. Изменение углового положения ГСП относительно оси стабилизации

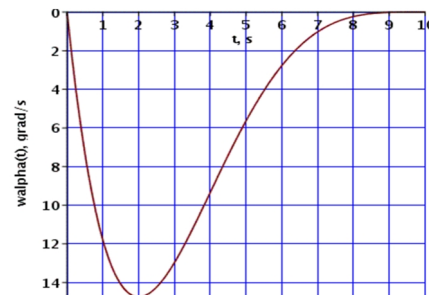


Рис. 2. Изменение угловой скорости ГСП относительно оси стабилизации

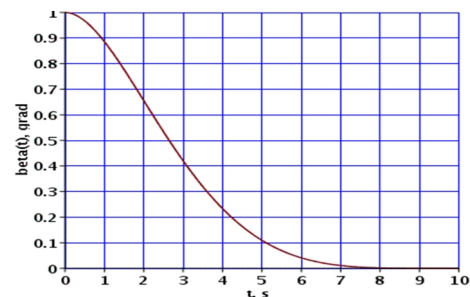


Рис. 3. Изменение углового положения оси прецессии ЧЭ ГБ

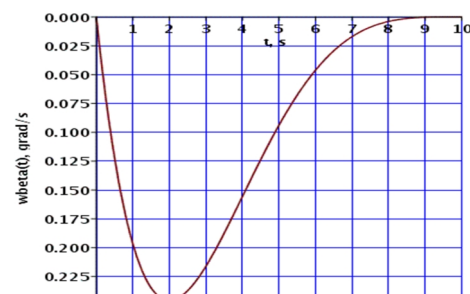


Рис. 4. Изменение угловой скорости ЧЭ ГБ относительно оси прецессии

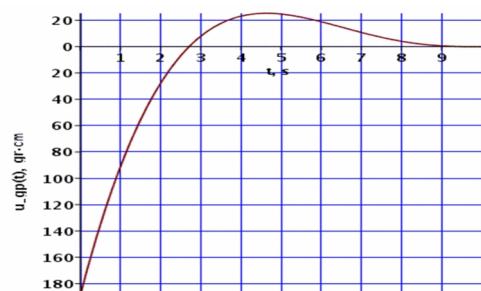


Рис. 5. Изменение управляющего момента, действующего на ГСП

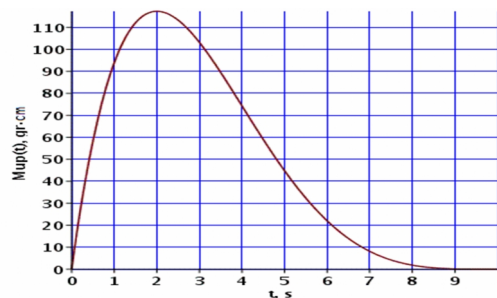


Рис. 6. Изменение управляющего момента, действующего на ГБ

V. ВЫВОДЫ

В результате работы можно сделать следующие выводы:

- «сверхмягкое» управление конечными параметрами ОГС позволяет полностью обеспечить вектор конечного состояния $Q(t_k)$ с требуемой точностью,
- «сверхмягкость» управления позволяет достичь вектора конечного состояния раньше конечного времени управления, что позволяет избежать неопределенности деления на ноль в конечной точке управления t_k ,
- одновременное управление ГСП и чувствительным элементом ГБ позволяет избежать процедуры устранения динамического отскока и, таким образом, сократить габаритно-массовые характеристики и стоимость.

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.

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»

В.И. Гребенников, Д.М. Калихман, Л.Я. Калихман,
С.Ф. Нахов, А.Ю. Николаенко, В.В. Скоробогатов,
Е.А. Депутатова

Филиал ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус»
410019, Россия, г. Саратов, ул. Осипова, д. 1
lidkalihman@yandex.ru

Р.М. Самитов, В.Е. Кожевников
ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева
141070, Россия, Московская область, г. Королёв,
ул. Ленина, 4а
vek2844@gmail.com

Аннотация—В докладе рассмотрен комплекс вопросов по модернизации шестиканального блока измерителей кажущегося линейного ускорения (БИЛУ), который с 2002 года эксплуатируется в составе системы управления космического корабля (КК) «Союз». Показано, что применение для построения измерительных каналов прибора БИЛУ кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью позволило расширить функциональные возможности прибора, провести на практике политику импортозамещения, что позволило руководству ПАО РКК «Энергия» принять решение об использовании прибора и в системе управления КК «Прогресс-МС». Разработанный прибор прошёл все виды отработочных испытаний и поставляется в РКК «Энергия» с января 2019 года.

Ключевые слова — акселерометр; цифровая обратная связь; импортозамещение; линейное ускорение.

I. ВВЕДЕНИЕ

С 2002 года по техническому заданию РКК «Энергия» предприятием ПО «Корпус» разработан, изготавливается и поставляется в РКК «Энергия» шестиканальный прибор БИЛУ, построенный на кварцевых маятниковых акселерометрах и преобразователях «напряжение-частота», предназначенный для работы в системе управления (СУ) спускаемого аппарата корабля «Союз-МС», в том числе и на участке спуска, обеспечивающий измерение линейного ускорения движения спускаемого аппарата с высокой точностью и надежностью.

Разработка цифровой обратной связи с учетом совершенствования элементной базы цифровой электроники ведется на предприятии в течение ряда лет, это позволило разработчикам ПО «Корпус» перейти к применению микроконтроллеров в системе обратной связи кварцевых маятниковых акселерометров и отработать технические решения с компенсацией температурных погрешностей алгоритмическим способом внутри микроконтроллера [2, 4, 5].

Результаты докладывались на международных и отраслевых конференциях [6, 7, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 18, 19, 26], получены патенты [17, 20, 21, 23], опубликованы статьи в научных журналах [15, 16, 22, 24, 25, 27, 28] и в 2018 году одним из авторов настоящего доклада защищена кандидатская диссертация [29].

Настоящий доклад посвящён итогам разработки цифровой обратной связи и модернизации на этой основе прибора БИЛУ, который эксплуатируется в системе управления КК «Союз-МС» и в соответствии с принятым договором в ПАО РКК «Энергия» внедряется в систему управления КК «Прогресс-МС».

II. НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП РАЗРАБОТКИ

По техническому заданию РКК «Энергия» предприятием ПО «Корпус» был разработан и уже в течение 17 лет изготавливается и поставляется в РКК «Энергия» шестиканальный прибор КХ69-042 (БИЛУ), построенный на кварцевых маятниковых акселерометрах КХ67-041 и преобразователях «напряжение-частота», предназначенный для работы в системе управления (СУ) спускаемого аппарата корабля «Союз-МС», в том числе и на участке спуска, обеспечивающий измерение линейного ускорения движения спускаемого аппарата с высокой точностью и надежностью, обусловленной ориентацией осей чувствительности прибора по образующей конуса, изображённой на рис. 1.

Измерение вектора линейного ускорения может осуществляться любой из 20-ти «троек» измерительных каналов прибора, выбор «тройки» осуществляется системой управления на основе специальных алгоритмов, при этом прибор обеспечивает работу при трех отказавших каналах. Прибор был разработан в 2002 г. В порядке модернизации СУ и заменил блок струнных акселерометров, ранее используемый для решения этой задачи [1, 3, 8].

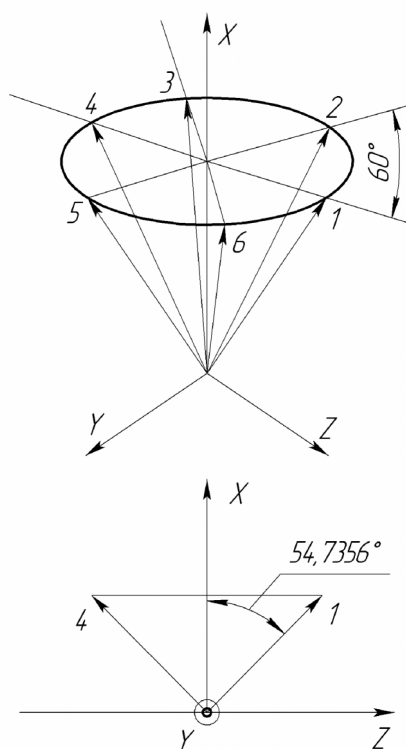


Рис. 1. Направление осей чувствительности относительно приборной системы координат $OXYZ$

Решение о переходе на использование кварцевых маятниковых акселерометров было принято РКК «Энергия» с учетом перспективности использования таких измерителей в виду их малых габаритов и высокой точности.

Кварцевые маятниковые акселерометры с аналоговой электрической обратной связью, реализуемой в малогабаритном усилителе, выполняемом в виде модуля, встраиваемого в корпус акселерометра, разработаны и изготавливаются многими фирмами (В США – фирмой «Honeywell»; в России: Московским институтом электромеханики и автоматики – акселерометр АК-6, ФГУП «ПО Корпус» (г. Саратов) – акселерометр КХ67-041 и др.).

Прибор БИЛУ КХ69-042 в составе СУ космического корабля «Союз-МС» предназначен для решения следующих задач:

1. Для точной отработки импульсов $2-25 \text{ м/с}$ коррекции орбиты. Ошибка отработки корректирующего импульса накапливается в течение суток (в процессе обеспечения движения стыкуемых кораблей по одинаковой орбите) до измерения текущей траектории и отработки следующего корректирующего импульса.

2. Для обеспечения точной отработки импульса торможения ($115-128 \text{ м/с}$) для схода с орбиты.

При тяге силовых корректирующих двигателей 0.5 м/с^2 время работы при действии импульса 128 м/с составляет 256 с . При тяге 0.08 м/с^2 менее мощных корректирующих двигателей время работы при действии импульса 128 м/с составляет 1600 с .

Это определяет требование $1 \cdot 10^{-4} g$ к временной стабильности нулевого сигнала. Если случайная составляющая нулевого сигнала БИЛУ от запуска к запуску составляет $1 \cdot 10^{-4} g$ или 1 мм/с^2 , то за время работы 256 с ошибка составит 0.256 м/с , а за 1600 с – 1.6 м/с . Указанная ошибка по линейной скорости приводит к ошибке по точке входа в атмосферу и, соответственно, к ошибке в зоне посадки спускаемого аппарата.

3. Для обеспечения расчетного движения спускаемого аппарата на участке спуска. По результатам измерения каналами прибора БИЛУ перегрузки по осям X, Y, Z изделия регулируется отношение перегрузки в боковых и продольном направлениях, чем обеспечивается точность зоны посадки.

На участке спуска высокие требования предъявляются к масштабным коэффициентам измерительных каналов, которые должны сохранять значения, записанные в формуляр прибора при его изготовлении и внесенные в память бортового вычислителя. Временная стабильность масштабного коэффициента не должна превышать $\pm 0,02\%$.

Высокие требования к стабильности нулевого сигнала и масштабного коэффициента прибора должны сохраняться в диапазоне рабочих температур от 0 до 40°C .

Кварцевые акселерометры в силу свойств кварца могут сохранять долговременную стабильность характеристик, поэтому применение для решения указанных задач управления в качестве измерителей линейного ускорения кварцевых маятниковых акселерометров является абсолютно обоснованным техническим решением. Но одновременно с таким полезным свойством кварцевые акселерометры обладают особенностями, усложняющими их применение, а именно, температурная зависимость основных характеристик – нулевого сигнала и масштабного коэффициента носит ярко выраженный нелинейный характер.

Для обеспечения стабильности значений нулевого сигнала и масштабного коэффициента во всем температурном диапазоне на весь период эксплуатации в приборе БИЛУ, разработанном на кварцевых маятниковых акселерометрах с аналоговым усилителем обратной связи и преобразователях «напряжение–частота», был разработан и запатентован аппаратный метод компенсации [29] температурных зависимостей нулевого сигнала и масштабного коэффициента путем подачи на вход токовых ключей и интегратора преобразователя «напряжение–частота» специально формируемых напряжений, зависящих от температурных коэффициентов нулевого сигнала и масштабного коэффициента и текущего значения температуры в специальной оболочке, в которой размещались акселерометры.

Реализация аппаратного способа компенсации указанных температурных зависимостей возможна только на линейном участке температурных характеристик нулевого сигнала и масштабного коэффициента кварцевых акселерометров, которая у них имеется в диапазоне температур от $+30^\circ\text{C}$ и выше. Поэтому в приборе был реализован релейный регулятор температуры внутри оболочки, в которой был размещен каждый акселерометр, а в каждый из

мерительный канал введен усилитель терморегулирования, обеспечивающий температуру внутри оболочки не ниже $+30^{\circ}\text{C}$. Обеспечение высоких требований к стабильности нулевого сигнала и масштабного коэффициента потребовало применения в преобразователе «напряжение-частота» источника опорного напряжения со стабильностью напряжения 0,0005%, токовых ключей с собственным сопротивлением в доли Ом и такой же временной стабильностью этого сопротивления, быстродействующего операционного усилителя с высокими точностными характеристиками в качестве интегратора.

В 2000 г., в период разработки прибора, отечественной элементной базы с такими характеристиками не было, вследствие чего пришлось использовать элементную базу производства США, например, источник опорного напряжения AD780BNZ, токовые ключи ADG723BRMZ, операционный усилитель OPA 627SM в качестве интегратора.

В настоящее время ряд российских и белорусских предприятий выпускают электрорадиоизделия (ЭРИ) – аналоги импортных источников опорного напряжения и токовых ключей. Быстродействующих операционных усилителей с параметрами, близкими к параметрам операционного усилителя OPA 627SM, пока нет.

Поставленная Правительством РФ задача выполнения импортозамещения в приборах для систем управления изделием «Союз-МС» не могла быть решена путем простой замены импортной элементной базы на отечественные аналоги при сохранении реализованных в приборе БИЛУ технических решений.

Учитывая научно-технический задел, накопленный предприятием по разработке цифровой обратной связи, а также, учитывая разработку отечественного микроконтроллера 1986BE93У, позволяющего реализовать алгоритмы цифровой обратной связи и алгоритмическую компенсацию нелинейной температурной зависимости нулевого сигнала и масштабного коэффициента кварцевого маятникового акселерометра, было принято совместное решение ПО «Корпус» и ПАО РКК «Энергия» выполнить модернизацию прибора БИЛУ, находящегося в эксплуатации в системе управления корабля «Союз-МС», путем внедрения цифровой обратной связи при использовании только отечественной элементной базы.

III. РАЗРАБОТКА АКСЕЛЕРОМЕТРА С ЦИФРОВЫМ УСИЛИТЕЛЕМ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ

Наиболее оптимальным решением была признана структура цифрового усилителя обратной связи (ЦУОС) с ШИМ-управлением током датчика момента [9], поскольку в этом случае исключается из структуры цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП), к которому должны быть предъявлены высокие требования для обеспечения сохранения достигнутых точностей прибора БИЛУ и который трудно выбрать из изготавливаемых отечественной промышленностью ЦАП.

Важным моментом при построении системы цифровой обратной связи (ЦОС) является выбор величины периода дискретности работы T_0 . В моменты времени nT_0

($n=1, 2, 3 \dots$) обновляется вычисленная цифровой обратной связью величина управляющего сигнала и сохраняется неизменной в течение времени $nT_0 < 1 < (n+1)T_0$.

Для разработанной ЦОС был реализован период дискретизации $T_0 = 0.2 \cdot 10^{-3} \text{ с}$, т.е. частота дискретизации 5 кГц . За каждый период дискретизации цифровой усилитель обратной связи модернизированного прибора БИЛУ выполняет следующие операции:

- по сигналу с выхода емкостного датчика угла чувствительного элемента акселерометра формирует цифровую информацию о величине перемещений маятника чувствительного элемента;
- вычисляет величину управляющего сигнала и формирует соответствующие ему широтно-модулированные импульсы тока датчика момента;
- вычисляет величину температурной поправки систематической составляющей нулевого сигнала измерительного канала;
- вычисляет величины температурных поправок масштабных коэффициентов для положительных и отрицательных ускорений;
- по величине управляющего сигнала с учетом вычисленных поправок формирует выходную информацию о действующем по оси чувствительности акселерометра ускорении;
- формирует корректирующие импульсы тока датчика момента, необходимые для линеаризации масштабного коэффициента.

IV. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ЦУОС

Принципы построения акселерометра с цифровым усилителем обратной связи и ШИМ-управлением током датчика момента, а также вопросы об обеспечении динамической устойчивости работы системы управления прибором докладывавался авторами на международных конференциях [7, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 18, 26] и нашли отражение в целом ряде научных работ [15, 16, 22, 24, 25]. Поэтому, вследствие ограниченности объема доклада, а также во избежание повторений коснёмся, в основном, вопроса, не нашедшего до сих пор отражения в предыдущих докладах, а именно – структуры программного обеспечения, обеспечивающего работу ЦУОС в составе акселерометра.

V. УСТРОЙСТВО ЦИФРОВОГО УСИЛИТЕЛЯ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ

Цифровой усилитель обратной связи построен на отечественной элементной базе и представляет собой совокупность аналогового предварительного усилителя, цифрового вычислительного устройства и переключателя тока датчика момента чувствительного элемента (ЧЭ). Структурная схема кварцевого маятникового акселерометра (КМА) с ЦУОС публиковалась ранее и приведена на рис. 2. В качестве цифрового вычислительного устройства применяется микроконтроллер производства ПМК «Миландр» (г. Зеленоград), в состав которого в том числе входят два АЦП и три

таймера-счетчика с возможностью работы в режиме ШИМ. Работа цифрового усилителя организована следующим образом: сигнал датчика угла после предварительного усиления поступает на вход АЦП микроконтроллера, на основе показания АЦП дискретный регулятор вычисляет управление, которое затем в блоке ШИМ преобразуется в длительность стабилизированных по амплитуде широтно-модулированных импульсов тока датчика момента, формируемых блоком «Переключатель тока».

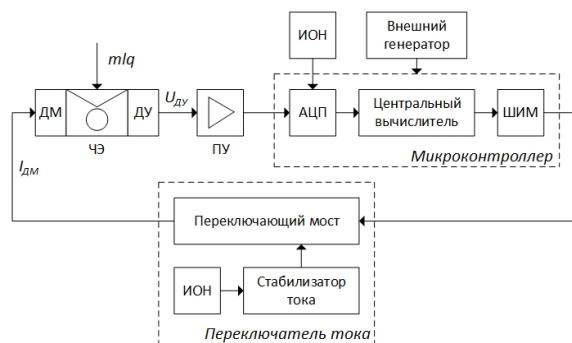


Рис. 2. Структурная схема КМА с ЦУОС: ЧЭ – чувствительный элемент; ДМ – датчик момента; ДУ – датчик угла; mlq – входное ускорение, приведенное к маятниковости акселерометра; $U_{д\gamma}$ – сигнал датчика угла; ПУ – предварительный усилитель; ИОН – источник опорного напряжения; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; ШИМ – широтно-импульсный модулятор; $I_{дм}$ – ток датчика момента

Импульсы, поступающие с выхода ШИМ на вход переключателя тока (усилителя мощности), имеют строго прямоугольную форму. В стабилизаторе тока применяют прецизионную электронную компонентную базу для обеспечения с высокой стабильностью постоянства амплитуды тока в импульсе I_a для обеспечения высокостабильного среднего за период дискретизации T_0 значения тока, пропорционального измеряемому линейному ускорению. Однако, индуктивность датчика момента, наличие переходных процессов в стабилизаторе тока приводят к отклонению реальной формы импульса тока от прямоугольной.

В переключателе тока имеет место временная задержка, что приводит к перерегулированию и дополнительному отклонению формы импульса от прямоугольной. Переходные процессы по переднему и заднему фронтам рабочего импульса $\tau_{раб}(n \cdot T_0)$, если не принять дополнительных мер, приводят к отклонению площади реального импульса от площади идеального импульса, которая должна быть равна $I_a \cdot \tau_{раб}(n \cdot T_0)$, т.е. к отклонению фактической величины среднего значения тока за период дискретизации от расчетного значения и, как следствие, к нелинейности масштабного коэффициента акселерометра. Было разработано и запатентовано техническое решение [23], реализованное в модернизированном приборе БИЛУ, которое позволило обеспечить компенсацию искажений формы рабочих импульсов и обеспечить линейность масштабного коэффициента прибора в пределах $\pm 0,01\%$.

VI. СТРУКТУРА ПМО

Управляющая программа контроллера ЦУОС разработана на языке «С» и предназначена для работы в составе отечественного микроконтроллера 1986BE93У.

Управляющая программа контроллера ЦУОС выполняет следующие функции:

- производит инициализацию аналоговых модулей и периферии контроллера, в том числе таймера 1 для формирования сигнала питания датчика угла (ДУ), таймера 2 для обеспечения работы ЦУОС в заданном режиме («ШТАТНЫЙ», «НАСТРОЙКА», «ПРОВЕРКА»), таймера 3 для формирования импульсов интерфейса «Унитарный код» и сторожевого таймера, предназначенного для перезагрузки контроллера в случае «зависания» программы;
- обеспечивает работу обратной связи – измерение сигнала ДУ, вычисление управления, конфигурирование таймера 2 для формирования ШИМ сигнала;
- принимает и передает данные посредством контроллера UART, логические уровни которого могут быть преобразованы, например, в уровни стандарта RS-232 для связи с компьютером;
- считывает и записывает данные в постоянное запоминающее устройство (ПЗУ) контроллера.

Кратко работу программы можно описать следующим образом: после запуска микроконтроллера управляющая программа считывает из его ПЗУ настройки, которые применяются для последующей инициализации периферии контроллера (АЦП, таймеров, контроллера UART) и модулей программы, например, модуля коррекции температурных зависимостей прибора. Следует отметить, что указанные операции выполняются один раз после подачи питания на микроконтроллер, а работа прибора начинается после разрешения прерываний. Алгоритм работы программы выполняется циклически и состоит из двух частей – асинхронной и синхронной. Асинхронная часть алгоритма выполняется в свободное процессорное время и включает в себя вычисление температурных поправок. Синхронная часть, в свою очередь, выполняется в обработчике прерывания от таймера и необходима для поддержки одного из трех режимов работы цифрового усилителя: «ШТАТНЫЙ», «ПРОВЕРКА» или «НАСТРОЙКА», которые представлены на блок-схеме (рис. 3) в виде подпрограмм. Перед выходом из обработчика прерывания производится перезагрузка сторожевого таймера.

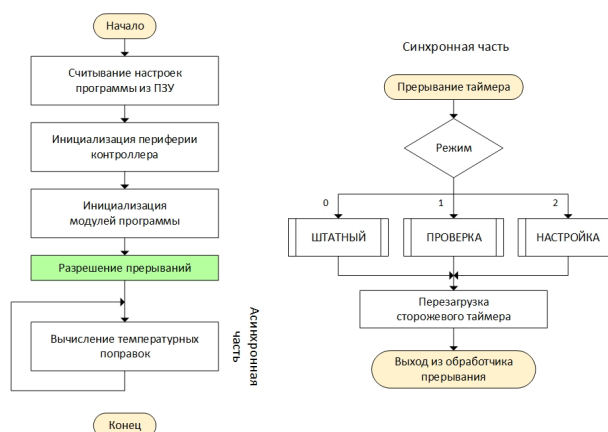


Рис. 3. Блок-схема алгоритма работы программы контроллера ЦУОС

VII. НАСТРОЙКИ ПРОГРАММЫ

Управляющая программа микроконтроллера ЦУОС поддерживает несколько режимов работы и обеспечивает коррекцию температурных зависимостей параметров чувствительного элемента, с которым стыкуется цифровой усилитель, при этом сами зависимости параметров индивидуальны для каждого ЧЭ. Это позволяет работать с ЦУОС на разных этапах регулировки и испытаний, например, на этапах проверки работоспособности электроники цифрового усилителя или коррекции температурных зависимостей параметров ЧЭ, без изменения самой управляющей программы контроллера. Однако такая универсальность программы потребовала введения настроек.

Настройки программы записываются во встроенное в микроконтроллер ПЗУ и включают в себя:

- режим работы ЦУОС (0 – режим «ШТАТНЫЙ», 1 – режим «НАСТРОЙКА», 2 – режим «ПРОВЕРКА»);
- коэффициенты квадратичных полиномов, описывающих температурные зависимости поправок систематической составляющей нулевого сигнала и масштабных коэффициентов для положительных и отрицательных ускорений;
- разрешение температурной коррекции выхода прибора: 0 – коррекция выключена, 1 – коррекция включена.

Внесение настроек в память контроллера ЦУОС может быть осуществлено с другого цифрового устройства (например, компьютера) посредством контроллера UART по схеме передачи данных «запрос-ответ».

VIII. РЕЖИМЫ РАБОТЫ ЦУОС

Выполнение заданного режима работы происходит в синхронной части алгоритма программы – в обработчике прерывания от таймера 2, что обеспечивает частоту выполнения подпрограмм режимов на уровне 5 кГц.

A. Режим «ПРОВЕРКА»

Режим работы управляющей программы «ПРОВЕРКА» предназначен для обеспечения условий выполнения проверки работоспособности электроники цифрового усилителя на этапе проведения его испытаний, при этом совместная работа ЦУОС и чувствительного элемента в качестве измерителя кажущегося линейного ускорения невозможна. В режиме «ПРОВЕРКА» алгоритм работы управляющей программы выполняется циклически и состоит только из синхронной части, выполняемой в обработчике прерываний от таймера-счетчика 2. В режиме «ПРОВЕРКА» контроллер осуществляет преобразование постоянного сигнала, подаваемого на вход АЦП 1, в длительность широтно-модулированных импульсов сигнала управления переключателем тока цифрового усилителя. Вместе с тем, оцифрованное с помощью АЦП 1 значение сигнала передается в модуль формирования выходных интерфейсов: контроллер UART и «Унитарный код», а оцифрованное с помощью АЦП 2 значение другого постоянного сигнала передается только в модуль UART. Это дает возможность контроля показаний каждого из АЦП.

B. Режим «ШТАТНЫЙ»

Режим работы управляющей программы «ШТАТНЫЙ» предназначен для обеспечения совместного функционирования ЦУОС и чувствительного элемента в качестве измерителя кажущегося линейного ускорения. Алгоритм работы управляющей программы в режиме «ШТАТНЫЙ» выполняется циклически и состоит из двух частей – асинхронной и синхронной. В асинхронной части алгоритма в зависимости от оцифрованного с помощью АЦП 2 значения сигнала термодатчика и в соответствии с принятыми коэффициентами полиномов температурной коррекции вычисляются температурные поправки выходной информации об измеренном ускорении. Включение данных операций именно в асинхронную часть алгоритма работы программы обусловлено тем, что изменение температуры является медленно меняющимся процессом, следовательно, отсутствует необходимость их выполнения в синхронной части алгоритма.

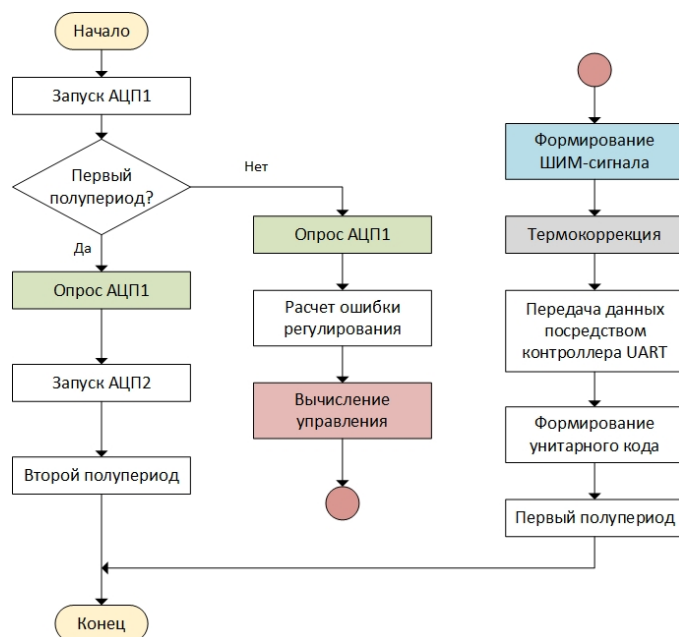


Рис. 4. Блок-схема алгоритма работы подпрограммы режима «ШТАТНЫЙ»

В синхронной части алгоритма подпрограммы режима «ШТАТНЫЙ», блок-схема которого представлена на рис. 4, поддерживается работа цифровой обратной связи. Так при действии ускорения относительно оси торсиона маятника чувствительного элемента создается момент, стремящийся отклонить маятник. Отклонение маятника приводит к изменению амплитуды синусоидального сигнала датчика угла, который поступает на предварительный усилитель, а с выхода предварительного усилителя – на вход АЦП 1. Положение импульсов синхронизации от таймера 2 настроено таким образом, чтобы они приходились точно на вершины сигнала ДУ с учетом времени его опроса. Две полученные путем измерения с помощью АЦП 1 величины вычитаются одна из другой, и в результате получается удвоенная величина амплитуды входного сигнала. Эта величина считается ошибкой регулирования. Входными данными алгоритма вычисления управляющего воздействия являются: величины ошибки регулирования на те-

кущем n , $n-1$ и $n-2$ тактах работы обратной связи, а также величины управляющего воздействия, вычисленные на $n-1$ и $n-2$ тактах работы обратной связи. Вычисленное управляющее воздействие передается в модуль формирования ШИМ-сигнала, в котором определяются пороги срабатывания компараторов для получения необходимой длительности управляющих импульсов. Данные величины загружаются в регистры таймера-счетчика 2. После чего управляющее воздействие корректируется в соответствии с алгоритмом температурной коррекции и передается в модули формирования выходных интерфейсов: контроллер UART и «Унитарный код».

Таким образом, в режиме «ШТАТНЫЙ» микроконтроллер поддерживает работу цифровой обратной связи, основная задача которой состоит в стабилизации маятника ЧЭ в нулевом положении. Структурная схема управляющей программы контроллера ЦУОС в режиме «ШТАТНЫЙ» приведена на рис. 5.

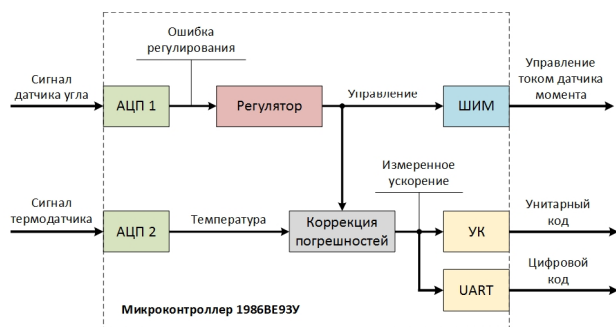


Рис. 5. Структурная схема управляющей программы контроллера ЦУОС в режиме «ШТАТНЫЙ»

С. Режим «НАСТРОЙКА»

Режим работы управляющей программы «НАСТРОЙКА» предназначен для обеспечения возможности обмена данными между ЦУОС и другим цифровым устройством (например, компьютером) посредством контроллера UART по схеме «запрос-ответ» с целью внесения в память микроконтроллера ЦУОС настроек. Алгоритм работы управляющей программы в режиме «НАСТРОЙКА» полностью совпадает с алгоритмом работы в режиме «ШТАТНЫЙ» за исключением того, что в режиме «НАСТРОЙКА» стабилизация маятника ЧЭ в нулевом положении не гарантируется, поскольку контроллер ЦУОС выполняет принятые команды и отвечает на принятую посредством UART информацию, что может привести к увеличению времени выполнения синхронной части алгоритма и, как следствие, периода обратной связи.

IX. Выводы

Результаты испытаний измерительного канала прибора БИЛУ КХ69-042, так и всего прибора в целом, выполненного с использованием цифрового усилителя обратной связи (ЦУОС) с ШИМ-преобразователем, построенного на отечественных ЭРИ, показали:

- 1) обеспечен диапазон измерения ± 10 g;
- 2) обеспечена выходная информация в виде унитарного кода с формой импульса, точно соответствующей

ющей форме импульса выходного сигнала прибора БИЛУ, находящегося в эксплуатации;

- 3) при проверке параметров модернизированного прибора в нормальных условиях и на крайних температурах рабочего диапазона 0°C и $+40^{\circ}\text{C}$ получены значения параметров, лежащие в пределах допусков для прибора БИЛУ;
- 4) обеспечена временная стабильность нулевого сигнала, не превышающая 10^{-4} g;
- 5) обеспечена временная стабильность масштабного коэффициента $\pm 0,02\%$ при нелинейности масштабного коэффициента $\pm 0,01\%$;
- 6) потребляемая мощность модернизированного прибора БИЛУ уменьшилась на 40% по сравнению с потребляемой мощностью прибора БИЛУ до модернизации (при использовании акселерометров с аналоговой обратной связью и преобразователем «напряжение-частота») за счет исключения усилителей терморегулирования, потреблявших энергию для обеспечения в релейном режиме температуры в оболочках акселерометров не ниже $+30^{\circ}\text{C}$;
- 7) снижена масса прибора на 500 г за счет уменьшения количества электронных блоков;
- 8) упрощен процесс регулирования прибора БИЛУ за счет исключения длительного процесса формирования напряжений, компенсирующих температурные погрешности акселерометров, исключен из схемы комплект регулировочных резисторов, которые использовались при упомянутой компенсации;
- 9) обеспечено импортозамещение ЭКБ, ранее использованной в приборе.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Блок измерителей линейных ускорений с прецизионными кварцевыми акселерометрами в качестве чувствительных элементов // Материалы IX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2002. С. 216–220.
- [2] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Кварцевый маятниковый акселерометр линейных ускорений с модулем алгоритмической компенсации температурной зависимости его параметров // Материалы XII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2005. С. 236–241.
- [3] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Измеритель вектора кажущегося линейного ускорения – прибор БИЛУ КХ69-042 для СУ спускаемого аппарата корабля «Союз-ТМА» // Материалы XIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2006. С. 253–263.
- [4] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Применение микропроцессоров в схемотехнических решениях прецизионных кварцевых маятниковых акселерометров // Материалы XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2008. С. 173–176.
- [5] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Результаты разработки кварцевого маятникового акселерометра с алгоритмической компенсацией температурной зависимости основных параметров и цифровым выходом // Международная научно-техническая конференция «Системы и комплексы автоматического управления летательными аппаратами». М.: Союз НИО, 2008. С. 155–169.

- [6] Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Скоробогатов В.В. Прецизионный широкодиапазонный кварцевый маятниковый акселерометр // XXIV Международная научная конференция «Математические методы в технике и технологиях». Саратов: СГТУ, 2011. С. 8–12.
- [7] Гребенников В.И., Депутатова Е.А. и др. Результаты разработки акселерометра с цифровой обратной связью // Сборник трудов II Международной научной конференции «Проблемы управления, обработки и передачи информации». Саратов: Райт-Экспо, 2012. С. 9–13.
- [8] Пат. 2528119 Российская Федерация. Термоинвариантный измеритель линейного ускорения / Калихман Л.Я. [и др.]; приор. 26.12.12; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 10.09.2014, Бюл. № 25.
- [9] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Термоинвариантные измерители угловой скорости и кажущегося ускорения // Материалы XXI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2014. С. 203–219.
- [10] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Кварцевый маятниковый акселерометр линейных ускорений с модулем алгоритмической компенсации температурной зависимости его параметров // Материалы XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2015. С. 236–241.
- [11] Калихман Д.М., Гребенников В.И. и др. Виброустойчивый маятниковый акселерометр линейных ускорений с цифровой обратной связью // Материалы XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2015. С. 368–376.
- [12] Калихман Д.М., Гребенников В.И. и др. Виброустойчивость кварцевых маятниковых акселерометров с цифровой обратной связью // Сборник трудов IV Международной научной конференции «Проблемы управления, обработки и передачи информации (УОПИ-2015), посвящённой 85-летию СГТУ им. Гагарина Ю.А. Т. 1. Саратов: Изд-во СГТУ, 2015. С. 5–15.
- [13] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Измеритель вектора кажущегося линейного ускорения – прибор БИЛУ КХ69-042 для СУ спускаемого аппарата корабля «Союз-ТМА» // Материалы XXIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2016. С. 253–263.
- [14] Калихман Д.М., Гребенников В.И. и др. Результаты экспериментальной отработки термоинвариантного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью и перепрограммируемым диапазоном измерения // Материалы XXIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электронприбор», 2016. С. 139–157.
- [15] Калихман Д.М., Скоробогатов В.В. и др. Проблемы разработки современных блоков электромеханических измерителей угловой скорости и кварцевых маятниковых акселерометров для объектов ракетно-космической техники. История и перспективы развития // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 10 / под научной ред. В.Я. Распопова. Тула: Изд-во ТулГУ, 2016. С. 311–325.
- [16] Калихман Д.М., Депутатова Е.А. Оценка стабильности основных параметров кварцевого маятникового акселерометра согласно российскому стандарту и методами вариаций Аллана // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2016. № 4 (38). С. 14–20.
- [17] Пат. 2528119 Российская Федерация. Термоинвариантный измеритель линейного ускорения / Калихман Л.Я. [и др.]; приор. 10.09.14; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 14.08.2017, Бюл. № 25.
- [18] Калихман Л.Я., Калихман Д.М. и др. Способ обеспечения линейности масштабного коэффициента измерителей угловых скоростей и линейных ускорений компенсационного типа с цифровой обратной связью и широтно-импульсным управлением током датчика момента // Материалы XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2017. С. 299–306.
- [19] Калихман Д.М., Депутатова Е.А. и др. Способ измерения линейности выходной характеристики маятникового акселерометра компенсационного типа при помощи «неидеальной» центрифуги // Материалы XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2017. С. 307–310.
- [20] Пат. 2615221 Российская Федерация. Способ обеспечения виброустойчивости маятникового акселерометра линейных ускорений с цифровой обратной связью и виброустойчивый маятниковый акселерометр / Калихман Д.М. [и др.]; приор. 30.04.2015; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 04.04.2017, Бюл. № 10.
- [21] Пат. 2626071 Российская Федерация. Способ обеспечения линейности масштабного коэффициента маятникового акселерометра компенсационного типа / Калихман Д.М. [и др.]; приор. 03.06.16; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 21.07.2017, Бюл. № 21.
- [22] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Результаты лабораторно-отрабаточных испытаний измерительных каналов модернизируемого измерителя линейных ускорений для спускаемого аппарата корабля «Союз-ТМА» на основе использования цифровой обратной связи в кварцевых маятниковых акселерометрах // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2017. № 3. С. 32–40.
- [23] Пат. 2627970 Российская Федерация. Способ обеспечения линейности масштабного коэффициента маятникового широкодиапазонного акселерометра компенсационного типа / Калихман Д.М. [и др.]; приор. 14.11.16; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 14.08.2017, Бюл. № 23.
- [24] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Безобогревные способы обеспечения термоинвариантности смещения нулевого сигнала и масштабного коэффициента кварцевого маятникового акселерометра с аналоговой и цифровой обратной связью // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2018. №2 (44). С. 42–46.
- [25] Калихман Д.М., Скоробогатов В.В. Перспективы развития кварцевых маятниковых акселерометров в БИНС авиационного и космического применения // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2018. № 20. С. 21–50.
- [26] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Способ повышения стабильности масштабного коэффициента маятникового акселерометра с цифровой обратной связью // Материалы XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2018. С. 331–333.
- [27] Калихман Д.М., Гребенников В.И. и др. Методика построения цифровой обратной связи на отечественных ЭРИ для первичных инерциальных измерителей угловых скоростей и линейных ускорений современных БИНС // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2018. №2 (44). С. 46–49.
- [28] Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Гнусарев Д.С. Анализ шумовых составляющих кварцевого маятникового акселерометра с цифровым усилителем обратной связи // Научно-технический вестник информационных технологий, механики, оптики. 2018. Т. 18. №6. С. 1091–1098.
- [29] Скоробогатов В.В. Основы разработки безобогревных термоинвариантных измерителей угловой скорости и кажущихся ускорений для систем управления ракетно-космическими объектами: дис. ... канд. техн. наук: СГТУ им. Гагарина Ю.А. Саратов, 2018.

Связь встречных волн в двух и четырехчастотных зеэмановских лазерных гироскопах с непланарным резонатором

Ю.Ю. Брославец, А.А. Фомичев

МФТИ,

АО «Лазекс»

г. Долгопрудный, Россия

laseruu@mail.ru, laser@mail.mipt.ru

Е.А. Полукеев, Д.М. Амбарцумян, Р.О. Егоров

МФТИ

г. Долгопрудный, Россия

Аннотация — В работе проведено исследование влияния величины связи встречных волн, обусловленной рассеянием излучения, для зеэмановских двух и четырехчастотных лазерных гироскопов на их характеристики. Представлены методы измерения величины связи встречных волн на основе определения параметров амплитудной модуляции встречных волн и путем восстановления фазы сигнала биений. Найденная величина связи использовалась для ее минимизации в 2-7 раз путем коррекции геометрии резонатора гироскопа. Проведены измерения дрейфа нуля и других параметров двухчастотных и четырехчастотных лазерных гироскопов при различных значениях величины связи встречных волн.

Ключевые слова — лазерный гироскоп, четырехчастотный лазерный гироскоп, захват частоты, непланарный резонатор, зеэмановская подставка, связь встречных волн

I. ВВЕДЕНИЕ

Захват частоты — одно из фундаментальных явлений, проявляющихся в лазерных гироскопах и влияющих на его точность [1, 2, 5, 6–16, 17–23]. Оно приводит к нелинейности выходной частотной характеристики лазерных гироскопов и, в результате, невозможности измерения малых угловых скоростей вращения без принятия специальных мер по смещению рабочей точки гироскопа в линейную область характеристики [1, 2, 19]. В зеэмановских гироскопах подставка создается благодаря эффекту Зеэмана и эффекту затягивания частоты. Для этого необходима генерация излучения на круговой поляризации, для формирования которой чаще всего используют непланарный резонатор. В лазерных гироскопах захват частоты возникает по причине связи встречных волн через рассеяние на зеркалах [1, 2, 7, 8, 19]. В четырехчастотных лазерных гироскопах, в отличие от двухчастотных, одновременно происходит генерация на двух ортогональных круговых поляризациях [16, 17, 18, 20], что может приводить к более сложным явлениям при синхронизации встречных волн. В частности, такое явление как гистерезис при входе и выходе из области захвата, ввиду генерации излучения в гироскопе на двух ортого-

нальных круговых поляризациях будет определяться одновременно волнами этих поляризаций. Также искажение сигнала биений встречных волн вследствие их связи и нелинейных эффектов будет зависеть от волн обеих поляризаций. Это приведет к более сложным, по сравнению с двухчастотным гироскопом, формам сигналов биений и необходимости при определении величины связи встречных волн для четырехчастотного лазерного гироскопа соответствующих физических моделей и новых подходов. В четырехчастотном гироскопе удастся минимизировать влияние магнитного поля благодаря разному знаку магнитной чувствительности для ортогональных поляризаций излучения и в то же время сохранить преимущества магнитооптической подставки, используемой в двухчастотных гироскопах. Поэтому в таких гироскопах отрицательные факторы, связанные со связью встречных волн и нелинейностью характеристики, становятся более актуальными.

В данной работе проведено изучение поведения величины связи встречных волн при изменении различных параметров гироскопа и сравнение этих характеристик для двухчастотных лазерных гироскопов и четырехчастотных с различной конфигурацией непланарного резонатора. Рассмотрена возможность измерения величины связи встречных волн в процессе работы гироскопа с зеэмановской подставкой для ее коррекции путем синфазного управления смещением зеркал с помощью пьезодвигателей.

Связь встречных волн в лазерном гироскопе, в основном, обусловлена рассеянием излучения на оптических элементах резонатора, в наибольшей степени в многослойных диэлектрических зеркалах, когда каждая из встречных волн рассеивается в направлении противоположно направленной волны. Поэтому стараются создать зеркала с минимальным рассеянием, обусловленным дефектами на поверхности и в диэлектрических слоях зеркала, обычно связанными с шероховатостями подложки. Для смещения в линейную область частотной характеристики лазерного гироскопа наиболее часто используется знакопеременная частотная подставка, создаваемая либо крутильными коле-

баниями гироскопа с плоским оптическим контуром, либо магнитооптическими методами, используя непланарный резонатор и эффект Зеемана [2] или Фарадея. В этом случае рассеяние излучения остается и в результате взаимного влияния встречных волн через это рассеяние рабочая выходная характеристика гироскопа имеет искажения и шум [1, 5, 6, 9–11]. Поэтому для получения высокой точности гироскопа важен учет этого явления в процессе работы гироскопа. Измеренные величины связи встречных волн затем используются как в физико-математической модели ошибок гироскопа для компенсации погрешности, так и для активного управления положением зеркал в целях уменьшения взаимного влияния встречных волн через рассеяние, поскольку суммарный вклад в связь встречных волн от разных зеркал зависит от их фазы [7–11]. Измерение величины связи встречных волн может быть выполнено различными методами [7–11], но в рабочем режиме гироскопа один из наиболее подходящих способов – основывается на детектировании величины сигналов амплитудной модуляции встречных волн [12, 14, 15]. Другим методом может быть определение величины связи по искажению сигнала биений встречных волн, восстанавливая из сигнала биений фазу. Оба метода имеют свои преимущества и были использованы в работе для измерения величины связи встречных волн и управления этой величиной с целью ее минимизации. Для изменения величины связи использовалось синфазное управление двумя пьезодвигателями, перемещающими зеркала лазерного гироскопа (рис. 10), при одновременно работающей системе регулирования периметра резонатора (рис. 11), поддерживающей периметр постоянным, благодаря использованию знакопеременной зеемановской частотной подставки.

II. МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАЦИИ В ЛАЗЕРНОМ ГИРОСКОПЕ С УЧЕТОМ СВЯЗИ ВСТРЕЧНЫХ ВОЛН

При описании генерации в лазерном гироскопе использовался подход к лазеру как к оптическому квантовому генератору на основе уравнения [1, 3–5, 21]:

$$\omega_m^2 e + \frac{d^2 e}{dt^2} + \frac{\sigma}{\varepsilon} \frac{de}{dt} = \frac{1}{\sqrt{\varepsilon}} \frac{d^2}{dt^2} \int_{V_C} (\bar{P}_{pez}(\bar{r}, t) \bar{E}_m(\bar{r})) dV, \quad (1)$$

где $e(t)$ – комплексная амплитуда поля, ω_m – резонансная частота резонатора при отсутствии потерь, σ – эффективная проводимость, ε – диэлектрическая проницаемость среды, $\tau_c = \varepsilon/\sigma = Q/\omega_m$ – постоянная времени убывания энергии m -ой моды резонатора с добротностью Q . Правая часть уравнения включает в себя индуцированное и спонтанное излучение возбуждения моды активной средой, где $\bar{E}_m(\bar{r})$ – поле моды m , $\bar{P}_{pez}(\bar{r}, t) = \varepsilon_0 \chi \bar{E}_m(\bar{r}, t)$ – поляризация в активной среде, V_C – объем резонатора. Уравнение (1) может быть упрощено, используя такие величины, как g_o – ненасыщенный показатель усиления, γ_n – параметр насыщения и $r = 1/\tau_c$ – потери. В результате, уравнение для комплексной амплитуды поля моды резонатора лазера, приобретает следующий вид [3, 4, 21]:

$$\frac{d^2 e}{dt^2} + [r - (g_o - \gamma_n e^2)] \frac{de}{dt} + \omega_m^2 e = N(t), \quad (2)$$

где $N(t)$ – спонтанное излучение.

Таким образом, уравнение, описывающее процесс генерации в отдельной моде резонатора лазера с учетом насыщения усиления, может быть представлено в виде уравнения Ван-дер-Поля (2) [3, 21]. Поэтому для лазерного гироскопа в двунаправленном режиме генерации можно рассмотреть систему уравнений (3) двух осцилляторов, описываемых уравнениями Ван-дер-Поля, с линейной связью между ними.

$$\begin{cases} \frac{d^2 E_1}{dt^2} + \omega_{01}^2 \cdot E_1 = \alpha_1 \cdot (1 - E_1^2) \cdot \frac{dE_1}{dt} + \Theta_1 \cdot \frac{d^2 E_2}{dt^2}, \\ \frac{d^2 E_2}{dt^2} + \omega_{02}^2 \cdot E_2 = \alpha_2 \cdot (1 - E_2^2) \cdot \frac{dE_2}{dt} + \Theta_2 \cdot \frac{d^2 E_1}{dt^2} \end{cases}, \quad (3)$$

где E_1, E_2 – амплитуды колебаний, ω_{01}, ω_{02} – собственные частоты автоколебательных систем, α_1, α_2 – параметры, описывающие усиление для каждой автоколебательной системы, Θ_1, Θ_2 – коэффициенты связи между автоколебательными системами, приводящие к захвату частоты.

Численное моделирование показало наличие амплитудной модуляции (АМ) пропорциональной величинам связи встречных волн (рис. 1, 3), а также наличие модуляции частоты каждой из встречных волн (рис. 2).

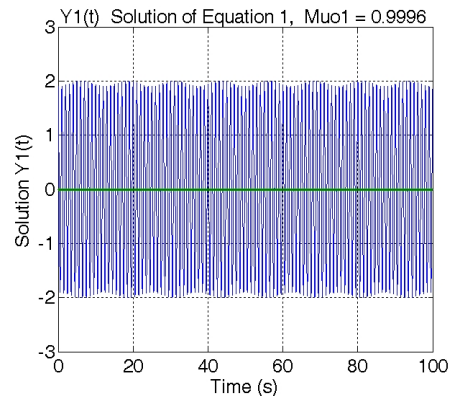


Рис. 1. Изменение амплитуды колебаний осциллятора во времени при наличии связи встречных волн

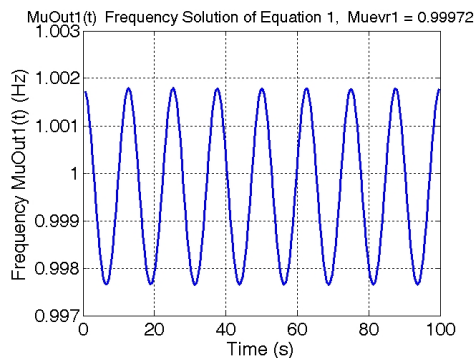


Рис. 2. Зависимость частоты одной из волн от времени

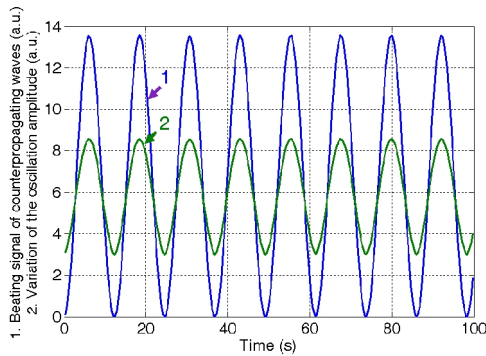


Рис. 3. Сигнал биений встречных волн (1) и осцилляции амплитуды (2) одного из встречных пучков

III. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ СВЯЗИ ВСТРЕЧНЫХ ВОЛН

Рассеяние на зеркалах приводит к связи встречных волн и, в результате, нелинейности выходной частотной характеристики лазерного гироскопа (рис. 4, 12).

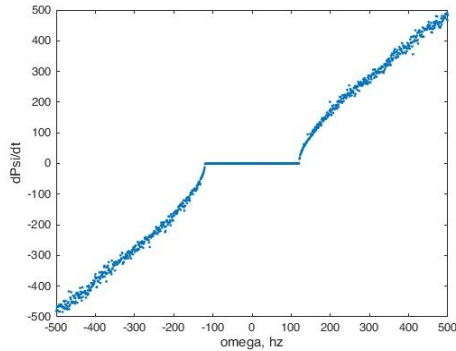


Рис. 4. Зависимость производной разности фаз встречных волн от невязанности, обусловленной угловой скоростью вращения

Выходная частотная характеристика гироскопа может быть получена решением дифференциального уравнения для разности фаз встречных волн $\Psi[1]$:

$$\frac{d\Psi}{dt} = \Omega' - \Omega'_L \sin(\Psi + \beta), \quad (4)$$

где Ω' – величина невязанности; $\Omega'_L = r_2(E_2/E_1)(c/L)$ – величина связи встречных волн; $r_2 E_2$ – величина рассеянного поля; E_1, E_2 – амплитуды встречных волн. Регистрируемая разность частот встречных волн с учетом величины связи волн Ω'_L :

$$\Omega'_b = [\Omega'^2 - \Omega'^2_L]^{1/2} \quad (5)$$

В целом, динамику генерации в кольцевом лазере, с учетом рассеяния излучения, описывает система уравнений [19]:

$$\begin{cases} \frac{dI_1}{dt} = (c/L)I_1[\alpha_1 - \beta_1 I_1 - \mathfrak{G}_{12}I_2 - 2\rho_2 \cos(\psi + \varepsilon_2)] \\ \frac{dI_2}{dt} = (c/L)I_2[\alpha_2 - \beta_2 I_2 - \mathfrak{G}_{21}I_1 - 2\rho_1 \cos(\psi - \varepsilon_1)] \\ \frac{d\psi}{dt} = \Omega + \tau_{21}I_1 - \tau_{12}I_2 + (c/L)[\rho_2 \sin(\psi + \varepsilon_2) + \rho_1 \sin(\psi - \varepsilon_1)]. \end{cases} \quad (6)$$

Интенсивности могут быть найдены как:

$$\begin{aligned} I_1 &= ([\alpha_1 + 2\rho_2 \cos(\varphi + \varepsilon)]\beta_2 - \mathfrak{G}_{12}[\alpha_2 + 2\rho_1 \cos(\varphi - \varepsilon)]) / D, \\ I_2 &= ([\alpha_2 + 2\rho_1 \cos(\varphi - \varepsilon)]\beta_1 - \mathfrak{G}_{21}[\alpha_1 + 2\rho_2 \cos(\varphi + \varepsilon)]) / D, \end{aligned}$$

где $D = \beta_1\beta_2 - \mathfrak{G}_{12}\mathfrak{G}_{21}$,

$$\rho_1 = r_1\sqrt{I_1/I_2}, \quad \rho_2 = r_2\sqrt{I_2/I_1}, \quad \Omega = \Omega_2 - \Omega_1 + \sigma_2 - \sigma_1,$$

I_1, I_2 – безразмерные интенсивности встречных волн;

α_1, α_2 – разности коэффициентов усиления и потерь;

β_1, β_2 – коэффициенты насыщения каждой из волн;

$\mathfrak{G}_1, \mathfrak{G}_2$ – коэффициенты кросс насыщения каждой из волн;

ρ_1, ρ_2 – коэффициенты связи, обусловленные обратным рассеянием.

Решение данной системы уравнений (6) позволяет получить величину амплитудной модуляции интенсивности и сдвиг фазы колебаний амплитуды каждой из встречных волн и, тем самым, определить по амплитудам модуляции встречных волн и фазе колебаний сигнал, отвечающий за величину связи встречных волн. Что и определяет один из методов измерения величины связи встречных волн на практике, но для абсолютного определения этой величины необходимо знание еще ряда коэффициентов входящих в систему уравнений (6), что вызывает ряд сложностей при измерениях в рабочем режиме гироскопа.

Другой, используемый в работе, метод основывается на регистрации сигнала биений встречных волн после оптического смесителя и восстановлении зависимости разности фаз встречных волн от времени (рис. 8). Для этого, на основе уравнений (4), (6) проведено численное моделирование искажений сигнала биений встречных волн и, соответственно, искажений восстановленной из них фазы сигнала, по которым и определялась величина связи встречных волн. При этом, определены требуемые параметры системы регистрации, необходимые для измерения связи встречных волн при работе гироскопа на типичных частотах зеемановской подставки (до 50 кГц).

Для определения величины связи встречных волн по искажению сигнала биений после оптического смесителя с помощью быстродействующего АЦП (16 бит) оцифровывается сигнал биений (рис. 5). Для знакопеременной подставки оцифровка происходит синхронно с изменением направления магнитного поля. Затем полученные данные разбиваются на отрезки, нормируются и определяются моменты прохождения через ноль (рис. 6), тем самым определяется период сигнала биений. Далее, используя обратную тригонометрическую функцию $\Psi = \arcsin(I)$ и специальный алгоритм сшивки участков функции, восстанавливается зависимость разности фаз от времени (рис. 7). В соответствии с уравнениями (4), (6), используя зависимость разности фаз от времени из этой зависимости вычитается линейная часть, которая, в основном, определяется величиной подставки (рис. 8). Таким образом, определяется периодическая составляющая величины фазы от времени (рис. 9) на частоте биений волн, обусловленная связью встречных волн. Используя аппроксимацию этой знакопеременной составляющей зависимости фазы – периодической функцией (рис. 9), можно найти амплитуду колеба-

ний, и по ней – величину связи встречных волн (рис. 8). Необходимо отметить, что амплитуда колебаний фазы при величине подставки, соответствующей навигационному режиму работы гироскопа имеет незначительную величину, и проведение измерений требует малый уровень шумов в сигнале биений получаемых с фотоприемника от оптического смесителя. Основная ошибка возникает из-за неточности сшивания участков фазы (рис. 7 (3)), что может быть сглажено использованием второго сигнала биений сдвинутого по фазе на $\pi/2$, который служит в гироскопе для определения направления смещения интерференционных полос.

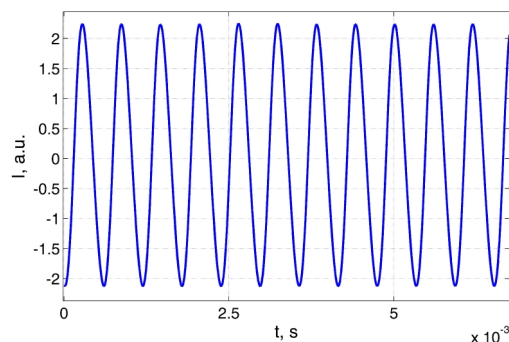


Рис. 5. Зависимость величины сигнала биений встречных волн от времени

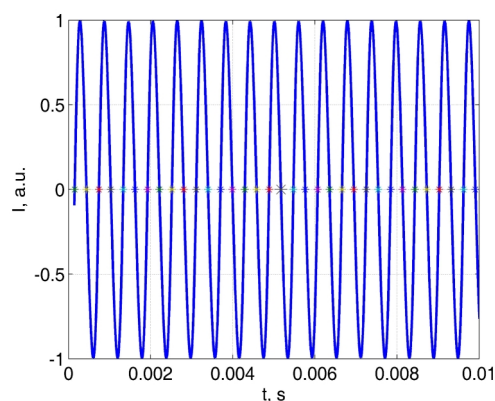


Рис. 6. Зависимость величины сигнала биений встречных волн от времени после нормализации и определения точек прохождения через ноль

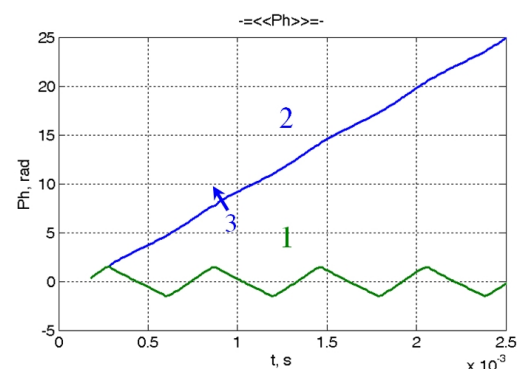


Рис. 7. Зависимость разности фаз встречных волн от времени до (1) и после (2) сшивания участков зависимости

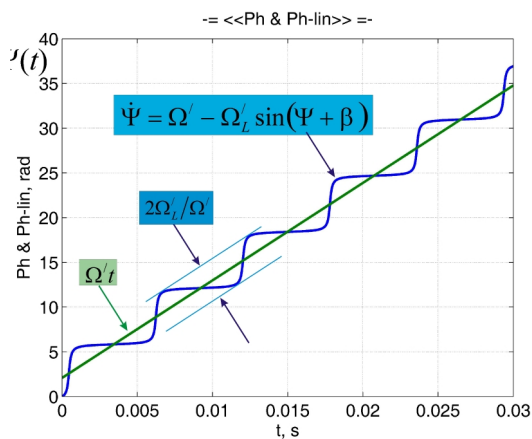


Рис. 8. Зависимость разности фаз встречных волн от времени и линейная аппроксимация этой зависимости

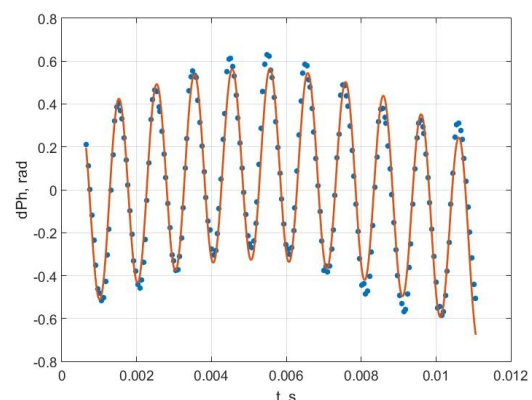


Рис. 9. Аппроксимация периодической функцией зависимости разности фаз встречных волн от времени с вычтенной линейной частью (экспериментальные данные)

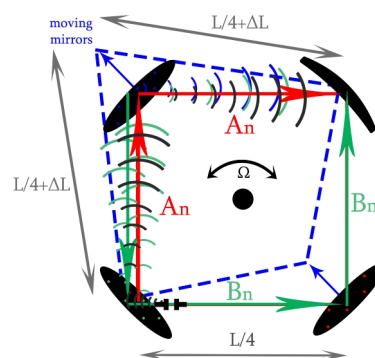


Рис. 10. Схема синфазного смещения двух зеркал в гироскопе с непланарным резонатором

Синфазное смещение двух зеркал (рис. 10) приводит к сдвигу фазы рассеянного излучения от разных рассеивающих центров, что при сложении приводит к периодическому изменению величины связи (рис. 13, 14, 16, 17, 19). Рассеивающие центры могут быть диссипативные и консервативные [7, 8], внося различный фазовый вклад в величину связи встречных волн. Для диссипативных центров

периодическое изменение величины связи волн можно записать [7, 8]:

$$\Omega_L = \frac{c}{L} \sqrt{r_1^2 + r_2^2 + 2r_1r_2 \cos(\varphi_1 + \varphi_2)}. \quad (7)$$

Таким образом, используя синфазный сдвиг двух зеркал можно минимизировать величину связи изменяя сдвиг фаз рассеянного излучения.

IV. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Для проведения исследований была создана установка (рис. 11) на основе зеэмановского двухчастотного гироскопа с непланарным резонатором с периметром ~20 см. На установке проводилось изучение связи встречных волн на различных гироскопах, в том числе, на гироскопе, заполненном двумя изотопами неона (^{20}Ne и ^{22}Ne). Это позволило работать в четырехчастотном режиме генерации, так что встречные волны генерировались одновременно на левой и правой поляризации. При этом сигналы мод разной поляризации разделялись не оптическими методами, а с применением математической обработки данных. Кроме того использовалась установка построенная на основе четырехчастотного зеэмановского лазерного гироскопа с периметром 28 см.

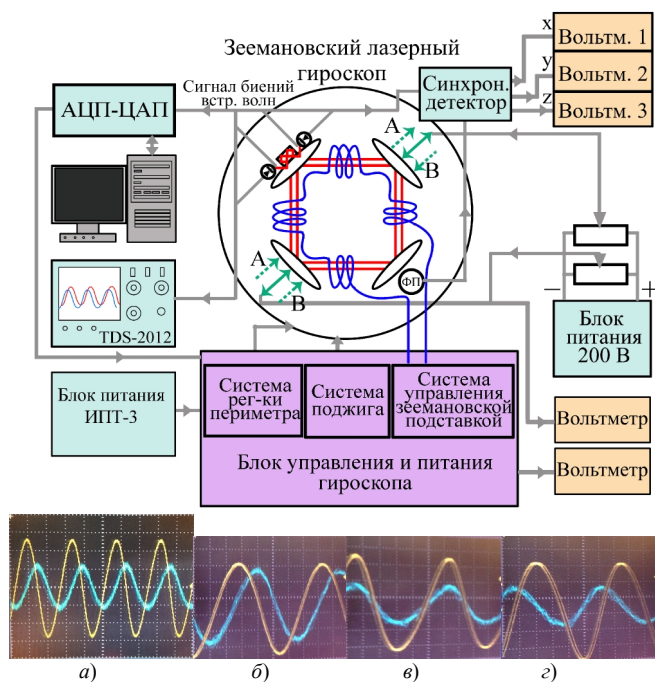


Рис. 11. Схема экспериментальной установки и осциллограммы сигнала биений (большая амплитуда) и сигнала амплитудной модуляции одной из волн (меньшая амплитуда). На осциллограммах (а, б, в, г) наблюдается смещение фазы сигнала амплитудной модуляции относительно сигнала биений

В работе были проведены экспериментальные исследования поведения величины связи встречных волн в различных режимах работы гироскопа и ее коррекция, путем управления положением зеркал в рабочем режиме гироскопа

с постоянной и знакопеременной зеэмановской подставкой. Измерения проводились на гироскопах с непланарным резонатором (рис. 11) с использованием нескольких методов измерения величины связи встречных волн. Для определения величины связи встречных волн сигнал с фотодетектора, используемого одновременно и для системы стабилизации периметра резонатора, а также дополнительного фотоприемника, регистрировался синхронным детектором. При вычислениях использовался фильтр Калмана и другие методы обработки данных. Также разработан специальный алгоритм, позволяющий вычислять величину связи волн. Сигналы с фотоприемников на выходе смесителя гироскопа оцифровывались с помощью 16 разрядного АЦП (частота выборки 2 МГц) и обрабатывались на отдельном компьютере (рис. 11). Синфазные смещения зеркал приводили к периодическому изменению величины связи встречных волн (рис. 13, 14, 16, 17). Использование синхронного детектора позволило по амплитудной модуляции волн измерять величину связи встречных волн на частоте подставки (до 50 кГц) с меньшим уровнем шумов (рис. 16, 17) по сравнению с методом, основывающемся на восстановлении фазы сигнала биений.

V. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ИЗМЕРЕНИЮ И УПРАВЛЕНИЮ ВЕЛИЧИНОЙ СВЯЗИ ВСТРЕЧНЫХ ВОЛН

На экспериментальной установке (рис. 11) проведен ряд исследований по определению величины связи встречных волн в разных режимах работы гироскопа и генерации на различных продольных модах. Для измерения величины связи использовались четыре разных метода: один - основывающийся на восстановлении фазы сигнала биений встречных волн (рис. 13–15, 32, 33), второй - по величине амплитудной модуляции встречных волн и их фазам (рис. 16, 17, 19–21, 24, 25, 29), а также прямым измерением выходной частотной характеристики (рис. 12) и аппроксимацией части выходной характеристики (рис. 12) соответствующим выражением (5), не входя в область захвата частоты. Измерения проводились на нескольких видах зеэмановских лазерных гироскопов. Использовались двухчастотные гироскопы с непланарным резонатором и периметром 20 см рабочая смесь с 91% ^{20}Ne + 9% ^{22}Ne и гироскоп 50/50% смесью ^{20}Ne и ^{22}Ne , а также четырехчастотный гироскоп с периметром 28 см. Определялось влияние синфазного смещения зеркал на величину связи волн, длина периметра резонатора при этом оставалась неизменной. Также, проводилось измерение параметров гироскопов при работе в минимуме величины связи встречных волн, определяемым положением зеркал. На рис. 13 показано изменение величины связи встречных волн в 7 раз при синфазном смещении зеркал на двухчастотном зеэмановском гироскопе. В используемом методе восстановления фазы сигнала биений при работе на частоте подставки ~50 кГц получается очень маленький уровень сигнала, что значительно осложняет используемые вычислительные методы, и, тем не менее, позволяет получать достоверные данные, согласующиеся с измерениями по выходной частотной характеристике гироскопа. На рис. 13 и рис. 14 показаны результаты измерений на разных гироскопах. На рис. 15 показана зависимость характеризующая процесс восстановления величины связи

встречных волн после вхождения в захват, когда свойства зеркал изменяются ввиду воздействия интерференционной картины генерируемого излучения, возникающей при захвате частоте [22]. Необходимо отметить, что данный способ измерения позволяет впервые получить в динамике без искажений данные по восстановлению свойств зеркал.

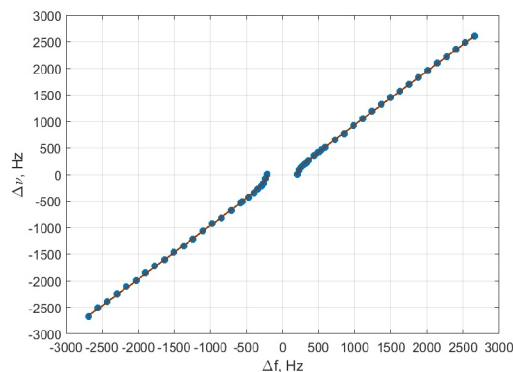


Рис. 12. Выходная частотная характеристика гироскопа. Зависимость разности частот встречных волн $\Delta \nu$ от величины зеемановской невязанности Δf ($\Omega_L=210$ Гц)

Используемый для получения данных на рис. 16, 17, 19–21, 24, 25, 29 метод, основывающийся на измерении величин амплитудной модуляции встречных волн на частоте подставки, а также фаз этих колебаний, для абсолютного вычисления величины связи требует знания ряда параметров генерации, в частности коэффициентов насыщения и кросснасыщения в активной среде, поэтому может быть использован в процессе работы гироскопа только как сигнал пропорциональный величине связи в системе управления смещением зеркал при его калибровке по величинам связи волн, получаемым, например, методом восстановления фазы. Измерения показали, что величина сигнала связи встречных волн обратно пропорциональна частоте подставки (рис. 20) и соответствует (6).

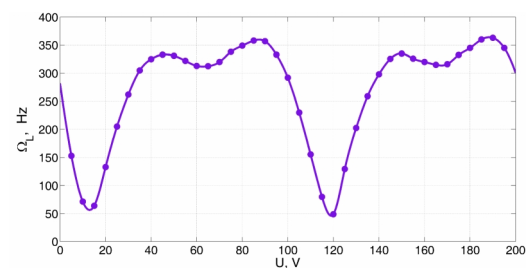


Рис. 13. Величина связи встречных волн при синфазном смещении зеркал (измерение методом восстановления фазы в двухчастотном гироскопе №1)

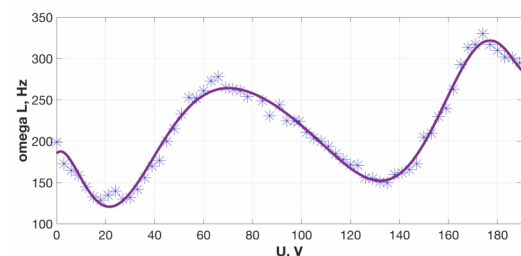


Рис. 14. Изменение величины связи встречных волн при синфазном смещении зеркал (измерение методом восстановления фазы, гироскоп №2)

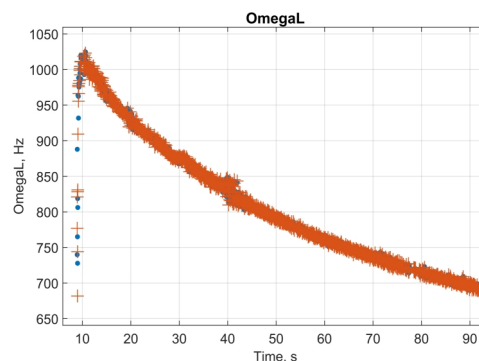


Рис. 15. Зависимость величины связи встречных волн для двухчастотного зеемановского лазерного гироскопа от времени после вхождения в область захвата частоты. Наблюдается уменьшение величины связи в течение полутора минут, фактически, до величины предшествующей входу в область захвата частоты

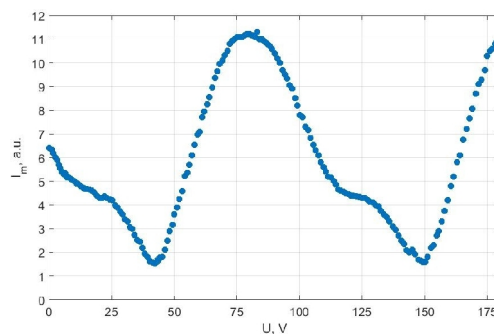


Рис. 16. Величина связи встречных волн, измеренная методом, основывающемся на амплитудной модуляции (АМ) одной из волн при синфазном смещении зеркал

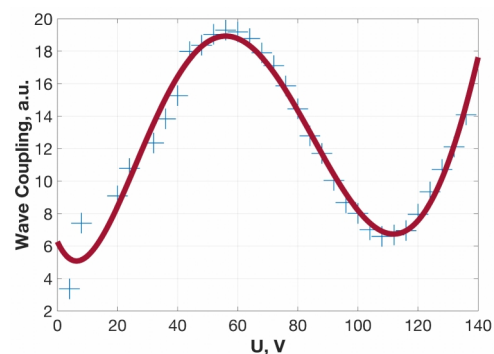


Рис. 17. Изменение величины связи встречных волн при синфазном смещении зеркал (измерение по АМ)

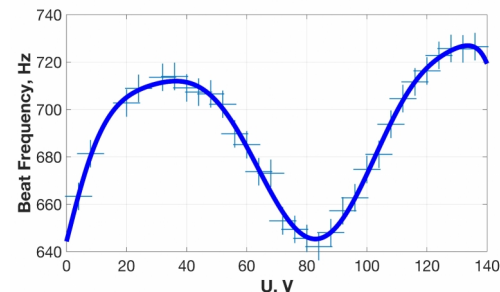


Рис. 18. Изменение частоты сигнала биений встречных волн при синфазном смещении зеркал и постоянной величине зеемановской невязанности

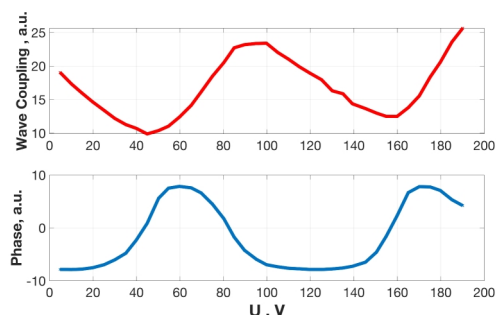


Рис. 19. Величина связи встречных волн и сдвиг фазы амплитудной модуляции волн относительно сигнала биений при синфазном смещении зеркал (измерение по АМ)

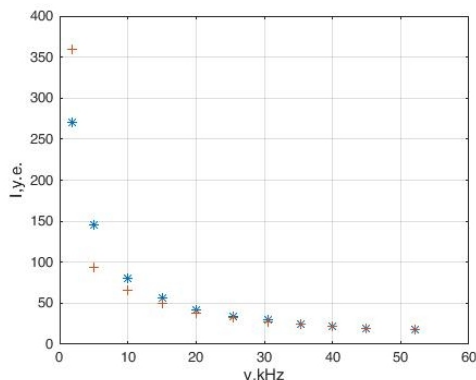


Рис. 20. Изменение величины сигнала связи встречных волн при изменении частоты зеемановской подставки (измерение по АМ)

Проведенные эксперименты показали уменьшение величины связи встречных волн для разных гироскопов в 2-7 раза. Использование синхронного детектора позволяет, наряду с амплитудой величины связи, получить и фазу амплитудной модуляции волны. На рис. 19 показано изменение фазы амплитудной модуляции при синфазном смещении зеркал.

Экспериментальные зависимости (рис. 21–23) показали корреляцию кривой величины связи встречных волн с кривой дрейфа гироскопа и величиной частотной подставки. Использовался гироскоп с 50/50% смесью ^{20}Ne и ^{22}Ne . На рис. 25–28 показаны результаты ступенчатого синфазного смещения зеркал. Наблюдается ступенчатое изменение регистрируемого дрейфа нуля гироскопа рис. 26 (скорость вращения Земли не вычиталась). Для участков, до изменения положения зеркал и после, построены вариации Аллана рис. 27, 28, показавшие уменьшение дрейфа и шумов при смещении в область меньших величин связи волн.

Благодаря более широкой линии усиления в гироскопе с 50/50% смесью ^{20}Ne и ^{22}Ne , при настройке периметра, этот гироскоп работал в 4-х частотном режиме генерации. Разделение сигналов от разных поляризаций выполнялось, используя математические методы. Была измерена выходная частотная характеристика (рис. 30) для каждой из ортогональных поляризаций волн. Характеристика получена путем изменения тока в катушках зеемановской подставки и красная кривая должна рассматриваться инвертированной относительно оси абсцисс (рис. 30).

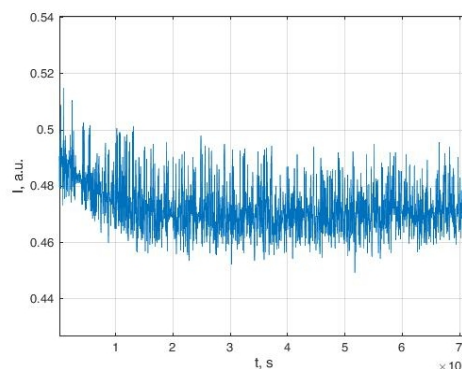


Рис. 21. Зависимость от времени величины связи встречных волн (гироскоп 50/50% смесью ^{20}Ne и ^{22}Ne)

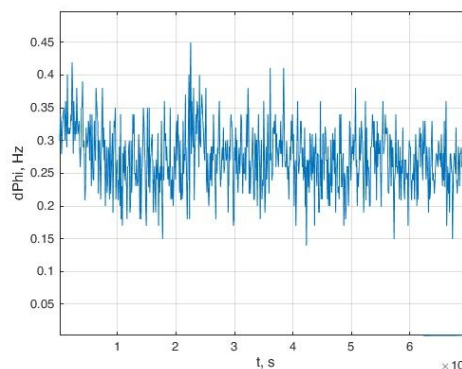


Рис. 22. Изменение во времени дрейфа нуля гироскопа

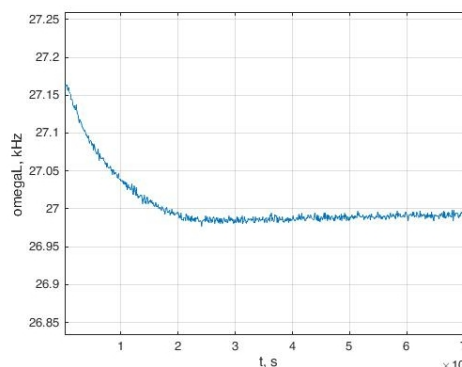


Рис. 23. Зависимость от времени частоты зеемановской подставки

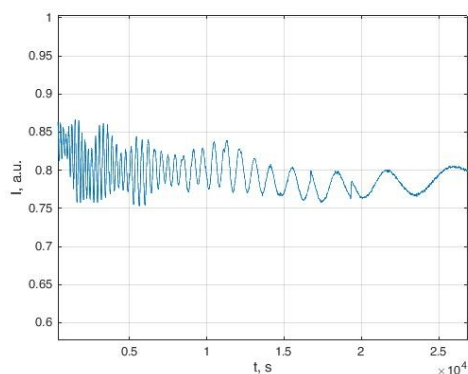


Рис. 24. Изменение во времени величины связи встречных волн в гироскопе с 9% ^{22}Ne

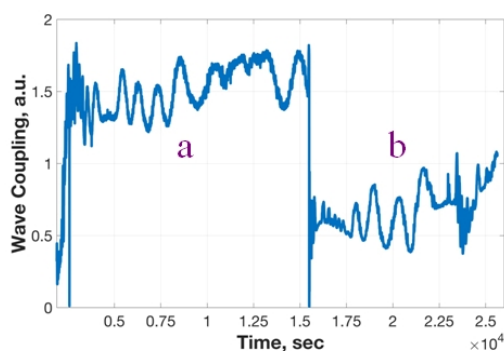


Рис. 25. Изменение величины связи встречных волн при ступенчатом синфазном смещении зеркал (измерение по АМ)

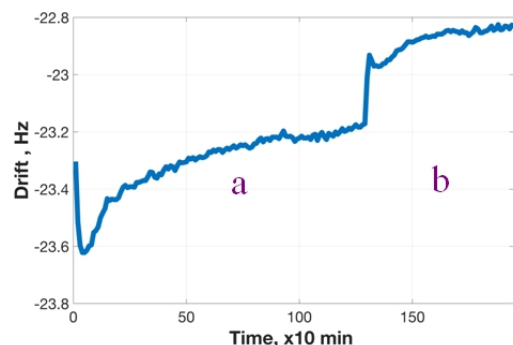


Рис. 26. Изменение величины дрейфа нуля при ступенчатом синфазном смещении зеркал

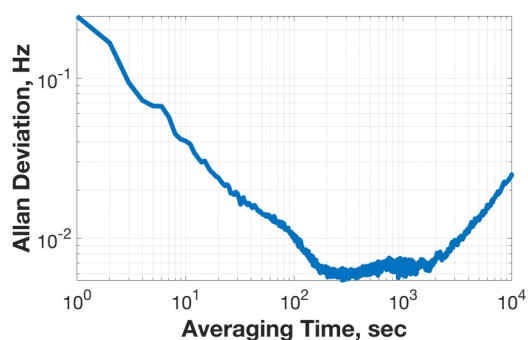


Рис. 27. Вариация Аллана для участка с большим дрейфом (рис. 26, а) и более сильной связью встречных волн (рис. 25, а) минимальное значение дрейфа 0.0055 Гц (0.018 °/ч)

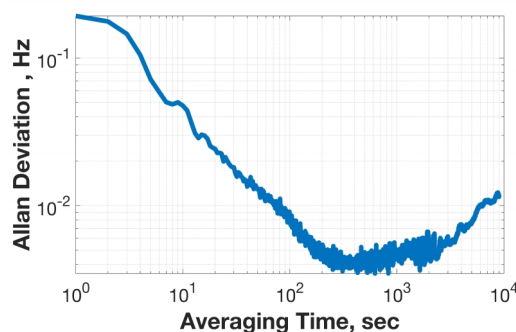


Рис. 28. Вариация Аллана для участка с меньшим дрейфом (рис. 26, б) и меньшей связью встречных волн (рис. 25, б), минимальное значение дрейфа 0.0035 Гц (0.011 °/ч)

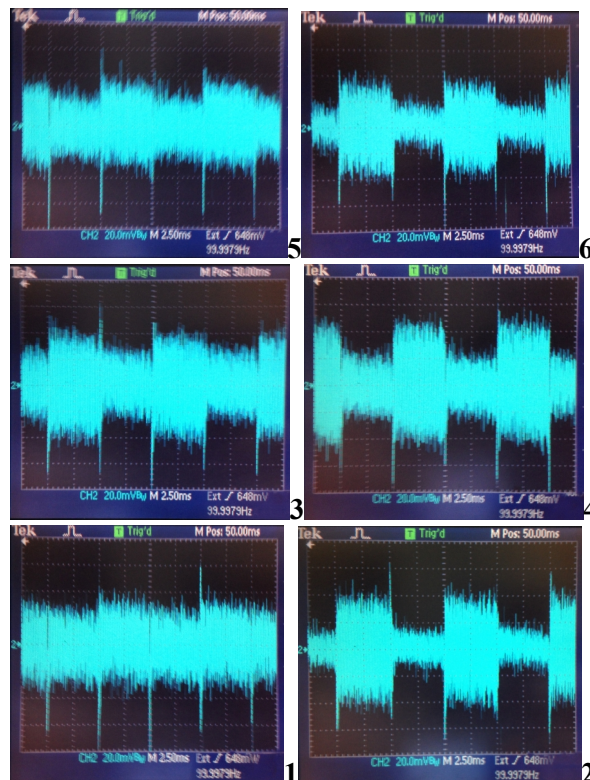
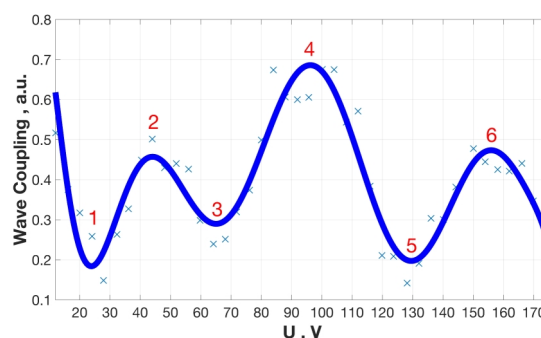


Рис. 29. Изменение величины связи встречных волн при синфазном смещении зеркал и работе со знакопеременной зеемановской подставкой и «медленным меандром», а также управлении СРП. На фотографиях показаны осциллограммы изменения интенсивности одной из встречных волн для участков кривой с разной величиной связи. Меньшей величине связи волн соответствуют близкие амплитуды колебаний интенсивности одной из встречных волн при разном направлении поля

Таким образом, эксперименты показали, что настройка величины связи встречных волн на минимум может улучшить точность гироскопа. А измеренные величины связи волн могут быть использованы при обработке данных в физико-математической модели ошибок, например при коррекции масштабного коэффициента, тем самым улучшая точность гироскопа.

Четырехчастотный гироскоп обладает существенно более сложной динамикой генерации ввиду наличия волн ортогональных круговых поляризаций и поэтому является интересным объектом для исследования связи встречных волн. Было проведено измерение величины связи методом восстановления фазы (рис. 32, 33) и снятием выходной

частотной характеристики (рис. 31). Показано хорошее согласование полученных величин.

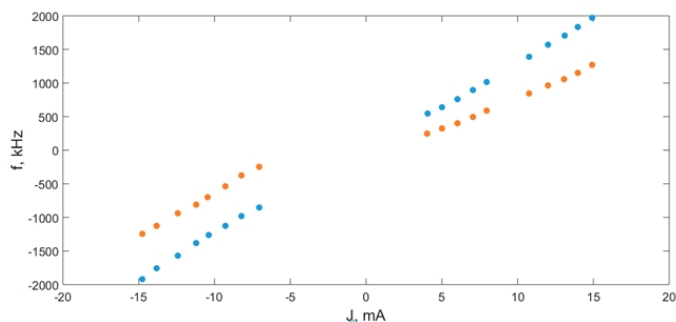


Рис. 30. Выходная частотная характеристика для двухчастотного гироскопа с 50/50% смесью ^{20}Ne и ^{22}Ne изотопов неона работающего в 4-х частотном режиме (разным цветом показаны ортогональные круговые поляризации генерируемые одновременно)

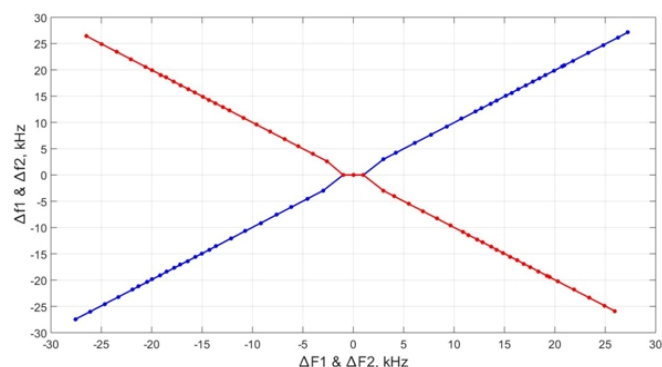


Рис. 31. Выходная частотная характеристика для четырехчастотного гироскопа (показаны характеристики для двух поляризаций генерируемых одновременно)

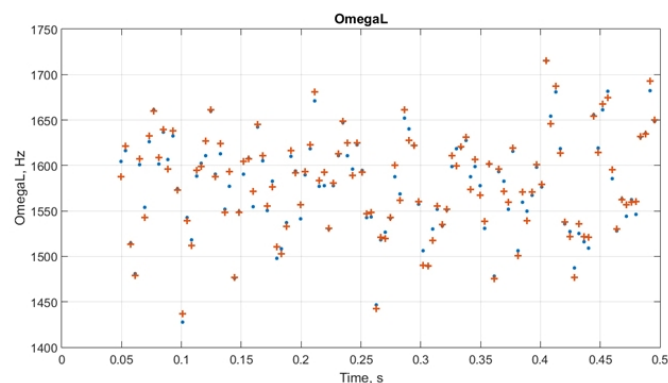


Рис. 32. Величина связи встречных волн (величина захвата) для разных измерений во времени. Среднее значение величины захвата 1576 Гц (метод восстановления фазы сигнала биений)

Необходимо отметить, что измерение величины связи встречных волн в рабочем режиме гироскопа, когда величина знакопеременной зеемановской подставки достигает величины ~ 50 кГц, и одновременно включен «медленный меандр», позволяет создать систему, обеспечивающую минимизацию величины связи волн. Что можно осуществить при совместном использовании метода на основе восстановления фазы сигнала биений и метода, базирующегося на АМ.

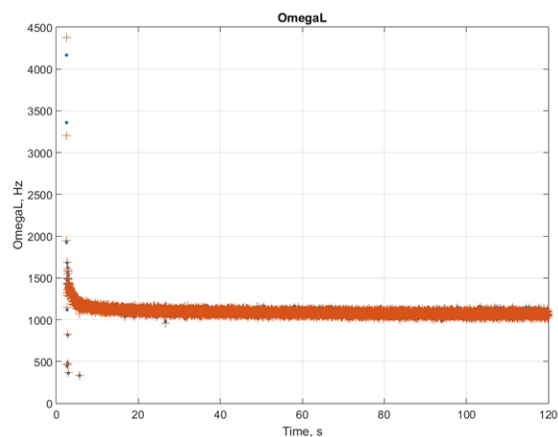


Рис. 33. Изменение величины связи встречных волн в 4-частотном лазерном гироскопе для одной поляризации после выхода из области захвата

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные экспериментальные исследования и моделирование связи встречных волн в двух и четырехчастотных зеемановских лазерных гироскопах показали практическую возможность для измерения этой величины в процессе работы гироскопа в навигационном режиме. Установлено, что путем управления пьезодвигателями, перемещающими зеркала, возможна коррекция величины связи в область минимального значения, уменьшая ее для разных гироскопов в 2-7 раз, тем самым добиваясь улучшения характеристик гироскопа. При этом необходимо использование комплексного метода измерения как по амплитуде и фазам колебаний каждой из встречных волн на частоте биений, так и по искажению сигнала биений методом восстановления фазы. Такой подход дает возможность устранить неизвестные параметры при измерениях и обеспечить требуемую динамику в системе управления пьезодвигателями. Для лучшей минимизации величины связи полезно использовать управление не двумя, а тремя зеркалами, но это может существенно усложнить систему регулирования. Для четырехчастотных гироскопов, в которых магнитная составляющая дрейфа скомпенсирована, коррекция величины связи позволит достигнуть более высокого уровня точности. Таким образом, измерение величины связи встречных волн может существенно улучшить точность гироскопа при использовании этих данных для коррекции величины связи встречных волн в гироскопе, как при обработке данных в физико-математической модели ошибок, так и физически, изменяя положение зеркал.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-07-01183 а.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аронович Ф. Лазерные гироскопы // Применение лазеров. М.: «Мир», 1974. С. 182–269.
- [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] Ярив А. Квантовая электроника. М.: Сов. Радио, 1980. 488 с.
- [4] Квантовая оптика и квантовая радиофизика // Лекции в летней школе теоретической физики Гренобльского университета. Лезуш, Франция. М.: «Мир», 1966.

- [5] Зейгер С.Г., Климентович Ю.Л., Ланда П.С. Волновые и флуктуационные процессы в лазерах. М.: «Наука», 1974. 415 с.
- [6] Скалли М.О., Зубайри М.С. Квантовая оптика. М.: «ФИЗМАТЛИТ», 2003. 510 с.
- [7] Петрухин Е.А. Прогнозирование порога захвата в кольцевом резонаторе лазерного гироскопа // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2016. С. 83–88.
- [8] Бессонов А.С., Макеев А.П., Петрухин Е.А. Измерения комплексных коэффициентов связи в кольцевом резонаторе лазерного гироскопа // Квантовая электроника. 2017. 47:7. С. 675–682 [Quantum Electron., 47:7 (2017), 675–682].
- [9] Чиркин М.В., Мишин В.Ю., Молчанов А.В., Морозов Д.А. Выделение вращательного движения из квадратурных сигналов лазерного гироскопа // XVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2011. С. 42–44.
- [10] Alekseev, S.Yu., Chirkin, M.V., Mishin, V.Yu., Morozov, D.A., Borisov, M.V., Molchanov, A.V. and Zakharov, M.A. Method of Lockin Threshold Measurement in Manufacture and Operation of Ring Lasers, *Gyroscopy and Navigation*, 2013, vol. 4, no. 4, pp. 223–228. DOI: 10.1134/S2075108713040020/
- [11] Федоров А.Е., Зборовский В.А., Рекунов Д.А., Курылев А.Н. Цифровой лазерный гироскоп с системой минимизации зоны захвата // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017. С. 349–355.
- [12] Krenz, G., Bux, S., Slama, S., Zimmermann, C., Courteille, P.W., Controlling mode locking in optical ring cavities, *Appl. Phys.*, 2007, B 87, pp. 643–647. DOI: 10.1007/s00340-007-2632-8.
- [13] 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.
- [14] Son, J.Y., Golyaev, Yu.D., Melnikov, A.V., Laser gyro having controllable lock-in zone width, US Patent № 5606416A, 1997.
- [15] Egli, W.H., Lim, W.L., Weber, M.W., Discriminant apparatus for laser gyros, US Patent № 4526469A, 1985.
- [16] Smith, I.W., Dorschner, T.A., and Holz, M., Four-frequency ring laser gyroscopes, *ICALEO*, Orlando, Laser Institute of America, 1982, p. 84.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] Aronowitz, F., Collins, R.J., Lock-In and Intensity-Phase Interaction in the Ring Laser, 1970, 41, pp.130–141.
- [20] 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, pp. 339.
- [21] Broslavets, Yu.Yu., Fomichev, A.A., Ambartsumyan, D.M., Buitrago, J.C., Oropeza, Polukeev, E.A., Measurement and active reduction of the coupling of counterpropagating waves due to scattering in a laser gyroscope when it operates with a frequency biasing, *International Conference Laser Optics (ICLO)*, IEEE Xplore Digital Library, 2018. DOI: 10.1109/LO.2018.8435712.
- [22] Зборовский В.А., Куликов В.Н., Переверзев А.В., Цигуро Н.Г., Шокин Б.А. Влияние взаимодействия излучения с веществом отражателей на характеристики кольцевого лазера, *Квантовая электроника*, 1978, 5, № 3.
- [23] Азарова В.В., Макеев А.П., Кузнецов Е.В., Голяев Ю.Д. Частотная характеристика лазерных гироскопов в широком диапазоне угловых скоростей вращения // *Гироскопия и навигация*, 2018. №2 (101). С. 3–14.

Электросейсмокардиоблок для неинвазивной диагностики заболеваний человека*

В.А. Солдатенков, В.М. Ачильдиев,
Ю.К. Грузевич, А.Д. Левкович, Н.А. Бедро,
М.Н. Комарова, Ю.Н. Евсеева
Отдел микронанoeлектромеханических систем,
ОАО «НПО ГЕОФИЗИКА-НВ»
г. Москва, Россия.
geo@elnet.msk.ru

М.А. Басараб, Н.С. Коннова
Кафедра – информационная безопасность,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
г. Москва, Россия.
nkonnova@bmstu.ru

Успенский В.М.

Кафедра терапии неотложных состояний,
Филиал Военно-медицинской академии имени С.М. Кирова
г. Москва, Россия.
medddik@mm.st

Аннотация — Статья посвящена разработке электросейсмокардиоблока, позволяющего проводить одновременную регистрацию электрокардиограммы и сейсмокардиограммы. Разработан и описан алгоритм работы электросейсмокардиоблока. В работе рассмотрены основные методы цифровой обработки сигналов, а также рассматриваются возможности применения данных электросейсмокардиографии для неинвазивной диагностики заболеваний человека.

Ключевые слова — электрокардиография; сейсмокардиография; фазовый портрет; МЭМС датчики

I. ВВЕДЕНИЕ

Известен метод проведения диагностики на основе теории информационной функции сердца и технологии информационного анализа электрокардиосигналов, предложенный Вячеславом Максимилиановичем Успенским. Данная методика позволяет диагностировать наиболее распространенные и опасные для жизни заболевания внутренних органов в любой стадии развития, в том числе на этапе риска их возникновения [1]. Практическая апробация метода позволила подтвердить эффективность информационного анализа электрокардиосигнала и собрать базу информационных кодов заболеваний [1, 2]. В настоящее время активно ведутся разработки новых методов неинвазивной диагностики, в том числе на основе сейсмокардиографии.

II. СОСТАВ

Для реализации метода диагностики на основе СКГ и ЭКГ был разработан электросейсмокардиоблок (ЭСКБ), блок-схема которого приведена на рис. 1.

В состав ЭСКБ входит электрокардиоблок (ЭКБ) высокого разрешения [3] и сейсмокардиоблок (СКБ) [4]. ЭКБ высокого разрешения содержит 4 электрода, соединенные через кабели с 24 разрядным аналого-цифровым преобразователем и микроконтроллером. Связь с компьютером

осуществляется через USB-интерфейс. СКБ с интерфейсом RS-485 подключается к ЭКБ через внешний разъем. Для питания ЭСКБ используются прецизионные вторичные источники питания. Снятие электрокардиограммы производится по методу Эйнтховена, с наложением электродов на конечности или на торс.

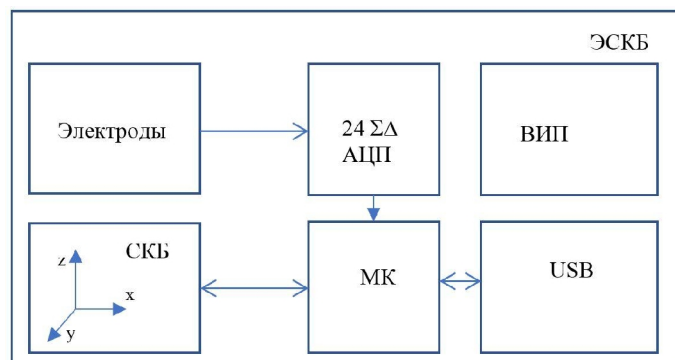


Рис. 1. Блок-схема электросейсмокардиоблока. СКБ-сейсмокардиоблок, МК-микроконтроллер, ВИП – вторичный источник питания, USB-интерфейс

Для вычислений используются три системы координат [4, 5]:

- приборная система координат $O_b X_b Y_b Z_b$ (body frame), связанная с корпусом сейсмокардиоблока;
- полусвободная в азимуте географическая система координат (wander frame) $O_g X_g Y_g Z_g$;
- анатомическая система координат $O_a X_a Y_a Z_a$ – центр совпадает с центром масс сердца, оси образуют сагиттальную, поперечную и фронтальную плоскости.

Работа ЭСКБ предусмотрена в нескольких режимах: измерение/построение и диагностика.

В режиме измерения/построения ЭКГ и СКГ (мониторинг), данные непрерывно передаются по интерфейсу USB в компьютер, где визуализируются в виде ЭКГ и СКГ. В режиме диагностики по электросейсмокардиосигналам для каждого кардиоцикла вычисляется размах амплитуд R_n, R_{n+1} , интервалы между экстремумами T_n, T_{n+1} и «фазовых углов» α_n, α_{n+1} , производится последовательное кодирование символами динамики параметров QRS-желудочковых комплексов и получение первичной кодограммы. Математическая обработка осуществляется микроконтроллером ЭКБ и через USB интерфейс передается в компьютер. Программно-математическое обеспечение, установленное на компьютере производит структурирование первичной кодограммы на трехчленные комбинации в последовательном режиме, распределяет их в соответствии с частотой встречаемости, сравнивает эталонные кодограммы заболеваний внутренних органов со структурированной кодограммой обследуемого и на основании полученных данных выполняет диагностику заболеваний. Структурированная кодограмма пересылается через Интернет на удаленный сервер для хранения.

III. АЛГОРИТМ РАБОТЫ

Включение питания ЭКБ и СКБ происходит одновременно. В связке ЭКБ-СКБ ведущая роль (master) принадлежит программе ЭКБ. СКБ является для ЭКБ внешним подчиненным устройством (slave), обмен с которым происходит исключительно по инициативе ЭКБ.

Запуск АЦП-преобразования в микросхеме ADS1298R осуществляется по внешней команде. Перед началом снятия электрокардиосигналов ЭКБ синхронизирует таймеры системного времени в двух микроконтроллерах путем формирования по выделенной сигнальной линии импульса синхронизации для СКБ. Значения счетчиков времени обнуляются. Импульс синхронизации подается в СКБ при каждом повторном запуске АЦП-преобразования.

Программа принимает данные от микросхемы ADS1298R и пропускает их через полосовой вырезающий фильтр Баттерворта четвертого порядка для удаления 50-герцовой составляющей. В СКБ передается запрос на передачу данных с акселерометров и гироскопов.

После получения информационного пакета от СКБ формируется выходной пакет данных для передачи по каналу внешнего обмена USB. Выходной пакет содержит значение счетчика времени, данные по трем отведениям ЭКГ, проекции кажущегося ускорения W_x, W_y, W_z , проекции угловой скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$. Также в пакет могут быть включены модуль собственного ускорения сердца $|A_s|$ и углы его ориентации α и β , вычисленные в СКБ. Основная циклограмма измерения электрокардиосигналов и передачи совместной с СКБ информации внешнему потребителю выполняется до получения по каналу внешнего обмена команды «остановка».

В отличие от ЭКБ, СКБ работает в режиме непрерывного получения и обработки данных акселерометров и гироскопов.

После инициализации микроконтроллера СКБ загружает из Flash памяти калибровочные параметры акселеро-

метров и гироскопов, используемые в дальнейшем при вычислении кажущихся ускорений и угловых скоростей, запускается циклограмма вычислений гироскопов и АЦП-преобразования сигналов с акселерометров. Программа СКБ принимает данные с датчиков, выполняет первичную фильтрацию, компенсирует погрешности коэффициентов преобразования и погрешности установки микросхем, вычисляет проекции кажущегося ускорения W_x, W_y, W_z на оси приборной системы координат, угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, углы ориентации крен (γ), тангаж (ν), рыскания (ψ), матрицу поворота C (для учета влияния угловых перемещений на ускорения), модуль собственного ускорения сердца $|A_s|$ и углы его ориентации α и β . Частота обновления вычисляемых параметров связана с частотой поступления данных от акселерометров и составляет 1 кГц (частота поступления данных с гироскопов 760 Гц). Циклограмма приема и обработки данных акселерометров и гироскопов выполняется непрерывно до снятия питания с прибора. Другие режимы работы для СКБ при его работе в составе ЭСКБ не предусмотрены.

Передача данных в ЭКБ происходит только по запросу. Структура пакета выдаваемого СКБ определяется параметрами запроса. Пакет может содержать только $W_x, W_y, W_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$, либо все вычисленные параметры, включая $|A_s|, \alpha$ и β . Всегда выводятся последние вычисленные на момент запроса значения параметров.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ

На Рис. 2 приведены экспериментальные данные ЭКГ первого отведения и модуля ускорения для 20 кардиоциклов полученные с помощью ЭСКБ.

Как видно из результатов эксперимента, наибольшей информативностью обладает модуль вектора ускорения СКГ по сравнению с ЭКГ. В том и другом случае наблюдается вариабельность R пика, причем по внешнему виду они отличаются друг от друга и в ЭКГ вариабельность выше. С другой стороны, в СКГ наблюдаются другие пики, которые также обладают вариабельностью. Согласно [6] частота дыхания взрослого человека в спокойном состоянии варьируется 0,2 до 0,3 Гц.

С помощью метода быстрого преобразования Фурье (БПФ) были вычислены спектры сигналов ЭКГ (табл. 1), угловой скорости, кажущего ускорения и собственного ускорения.

Если сравнить данные табл. 1, то в СКГ и ЭКГ имеется присутствие составляющих дыхательной волны. Это обусловлено тем, что принцип измерения ЭКГ основан на определении разности электрических потенциалов, соответственно при дыхании изменяется расстояния между электродами, что приводит к наложению дыхания на сигнал ЭКГ. Так же и для СКГ колебания грудной клетки на которой крепиться СКБ изменяет его угловое положение (следовательно, и проекции линейного ускорения на приборную систему координат), но не более нескольких градусов. Вариабельность частоты дыхания также может нести информацию о заболевании внутренних органов человека. С другой стороны, при диагностировании забо-

лений по кардиоциклам, она вносит дополнительную погрешность, которую необходимо исключить.

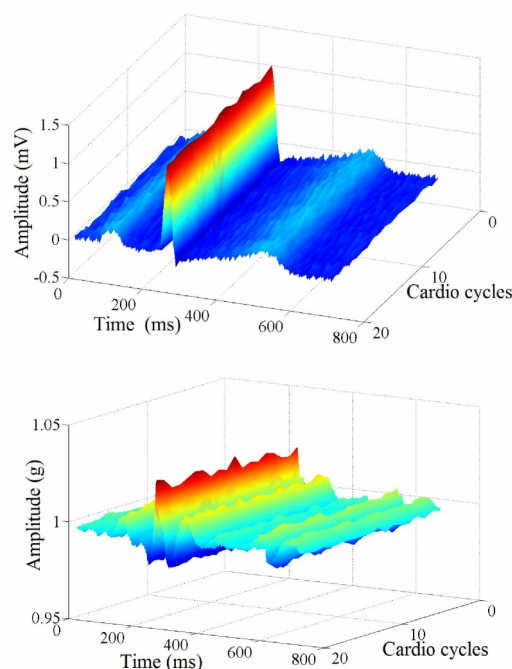


Рис. 2. Экспериментальные данные ЭКГ 1-го отведения и модуля ускорения для 20 кардиоциклов

TABLE I. СРАВНЕНИЕ ПОДЧЕРКНУТЫХ ЧАСТОТ ЭКГ И СКГ.

ЭКГ		Кажущееся ускорение			Собственное ускорение		
1 отв., Гц	2 отв., Гц	X, Гц	Y, Гц	Z, Гц	X, Гц	Y, Гц	Z, Гц
0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,13	0,13	0,13
0,23	0,23	0,23	0,23	0,23	0,25	0,25	0,25
—	—	—	—	—	0,4	—	—
0,97	0,97	—	0,99	0,99	1	1	1
—	—	2,01	—	1,99	2,03	2	2
2,94	2,94	—	—	2,98	—	3,05	3,05
—	—	—	—	4,0	—	3,95	3,98
—	4,90	4,97	—	4,97	5	5,15	5,13
—	—	—	—	6,12	—	—	6,15
—	—	—	—	—	—	—	7,92
—	—	—	—	—	—	—	8,9
—	—	—	—	9,85	—	—	10,2

Частоты около 1 Гц – это частоты полного кардио- и сейсмокардиоциклов. Частота 0,36–0,4 Гц наблюдается только в спектрах угловой скорости и собственного ускорения по оси X (возникает в спектре ускорения в связи с использованием угловой скорости при вычислениях собственного ускорения) и неизвестно, является шумом или полезным сигналом.

Как видно из результатов эксперимента, наибольшей информативностью обладает ось Z сейсмокардиоцикла по сравнению с электрокардиоциклом. Это объясняется тем, что максимальная энергия импульса всегда направлена

перпендикулярно поверхности, что соответствует оси Z. В горизонтальной плоскости энергия импульса меньше, что сразу отражается на величине регистрируемого сигнала. Оси X, Y отвечают за колебательные значения модуля вектора ускорения, в то время как ось Z за амплитуду.

Метод диагностики заболеваний В.М. Успенского основан на оценке вариальности амплитуды, периода и фазы R пиков ЭКГ.

Оценка вариальности параметров ЭКГ и СКГ была выполнена как для амплитуды (R_n), так и для временных интервалов (T_n) между максимумами сигналов, соответствующим сокращению сердца. На рис. 3 приведено сравнение временных интервалов (вариальности) T_n и R_n ЭКГ и СКГ. Верхний график на рис. 3 показывает сравнение временных интервалов $T_{n-1}-T_n$, сплошной линией показано приращение временных интервалов СКГ по оси Z ($T_{n-1}^{SCG}-T_n^{SCG}$), пунктирной линией показано приращение временных интервалов ЭКГ ($T_{n-1}^{ECG}-T_n^{ECG}$).

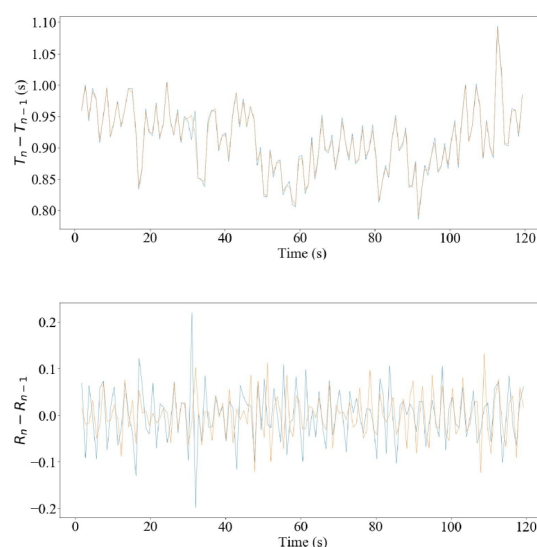


Рис. 3. Сравнение временных интервалов (вариальности) T_n и R_n для ЭКГ и СКГ

Как видно из графиков, наблюдается совпадение приращений временных интервалов ЭКГ и СКГ, что подтверждает предположение о схожести динамики механической и электрической активности сердца. Нижний график на рис. 3 показывает пример приращения амплитуды R_n ЭКГ и СКГ, рассчитанный по формуле $R_{n-1}-R_n$. Как видно из графика, в приращениях амплитуд ЭКГ и СКГ нет четкого совпадения, как для приращения интервалов, это связано со способом определения размаха амплитуд ЭКГ и СКГ. Сейчас проводятся исследования в данной области с целью определения наиболее эффективного метода оценки вариальности амплитуды СКГ. Задача осложняется значительной вариальностью формы сигнала СКГ.

Наиболее сложно определить вариальность фазы ЭКГ и СКГ. Эту задачу можно упростить, используя методы фазового портрета [7–9]. На рис. 4 приведены векторкардиограммы для трех электрокардиоциклов и сейсмокардиоциклов.

человека в диагностической аппаратуре медицинского назначения.

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] Uspenskii V.M. Information Function of the Heart. A Measurement Model // Восьмая международная конференция по измерениям Measurement 2011. Словакия, Смоленице: Institute of Measurement Science, 2011. С. 383–386.
- [3] Грузевич Ю.К., Ачильдиев В.М., Успенский В.М. Электрокардиоблоки высокого разрешения для скрининг-индикации заболеваний внутренних органов человека / Ю.К. Грузевич // Информационные и телекоммуникационные технологии. 2019. №40. С. 39–46.
- [4] Ачильдиев В.М., Солдатенков В.А., Басараб М.А. и др. Сейсмокардиоблок на основе микромеханических датчиков // XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 185–194.
- [5] Пат. 2679296 Российская федерация, МПК А64В 5/024 (2006/01), Сейсмокардиоблок и способ измерения сейсмокардиоцикла / Солдатенков В.А., Грузевич Ю.К., Ачильдиев В.М., Бедро Н.А., Евсеева Ю.Н., Басараб М.А., Коннова Н.С.; приор. 30.11.2017; заявитель и патентообладатель ОАО «НПО Геофизика-НВ»; опубл. 06.02.2019, Бюл. №4.
- [6] Гуцол Л.О., Непомнящих С.Ф., Корытов Л.И. и др. Физиологические и патофизиологические аспекты внешнего дыхания: учеб. пособие. Иркутск: ИГМУ, 2014. 116 с.
- [7] Кавасма Р.А., Кузнецов А.А., Сушкова Л.Т. Автоматизированный анализ и обработка электрокардиографических сигналов. Методы и система / под общ. ред. Л.Т. Сушковой. М.: САЙНС-ПРЕСС, 2006. 143 с.
- [8] Кавасма Р.А., Кузнецов А.А., Сушкова Л.Т. Сопоставительный анализ материнских вейвлет функций, используемых при обработке биомедицинских функций, используемых при обработке биомедицинских сигналов // VI международная научно-практическая конференция «Здоровья и Образования в XXI веке». М.: РУДН, 2005. С. 206–207.
- [9] Баевский Р.М., Иванов Г.Г., Чирейкин Л.В. и др. Анализ variability сердечного ритма при использовании различных электрокардиографических систем (методические рекомендации) // Вестник аритмологии. 2001. Т. 24. С. 66–85.
- [10] Tadi, M.J., Lehtonen, E., Saraste, A., et al., Gyrocardiography: A New Noninvasive Monitoring Method for the Assessment of Cardiac Mechanics and the Estimation of Hemodynamic Variables, *Scientific Reports*, 2017, no. 7, pp. 1–11
- [11] Iftikhar, Z., Lahdenoja, O., Tadi, M.J., Humanen, T., et al. Multiclass Classifier based Cardiovascular Condition Detection Using Smartphone Mechanocardiography, *Scientific Reports*, 2018, no. 8, pp. 1–14.

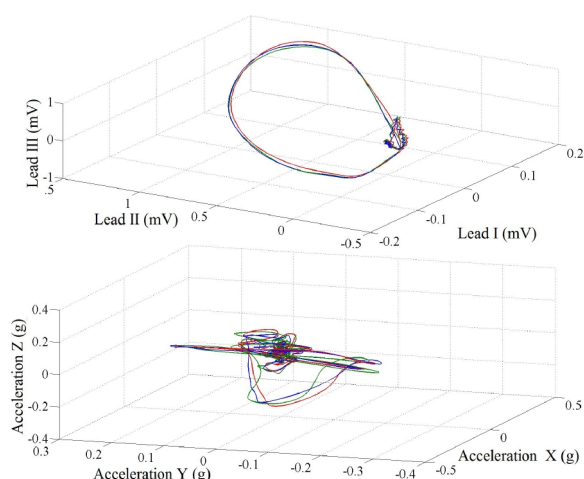


Рис. 4. Векторкардиограммы для трех электрокардиоциклов и сейсмокардиоциклов

Как видно из рис. 4 достаточно четко прослеживаются максимумы электрокардиоциклов и сейсмокардиоциклов, в которых определяется вариабельность фазы. Одновременно по фазовому портрету можно построить амплитудно-фазовую характеристику для определения вариабельности фазы.

Дополнительную информацию для проведения диагностики несет гирокардиограмма (ГКГ). Есть исследования, подтверждающие возможность использования данных с гироскопов для проведения неинвазивной диагностики заболеваний сердца [10, 11], и, вероятно, они могут быть использованы для диагностики заболеваний наравне с СКГ.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные испытания, подтверждают корректность выбранных схемно-конструктивных решений и алгоритмов работы электросейсмокардиоблока.

Исследования, проведенные с использованием экспериментальных образцов электросейсмокардиоблока на человеке, показали, что сейсмокардиограмма обладает большей информативностью по сравнению с электрокардиограммой.

Разработанный электросейсмокардиоблок может быть использован для неинвазивной диагностики заболеваний

Датчик углов и микровибраций для контроля состояния сооружений*

В.А. Солдатенков, М.Н. Комарова, Н.А.Бедро,
А.Д. Левкович

Отдел микронанoeлектромеханических систем,
ОАО «НПО Геофизика-НВ»
Москва, Россия
geo@elnet.msk.ru

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

В.М. Ачильдиев

ОАО «НПО Геофизика-НВ», Москва, Россия,
Мытищинский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана, Московская область, Мытищи, Россия
glm-nems@geo-nv.com

Аннотация — Доклад посвящен разработке и исследованию погрешностей датчика углов и микровибраций с цифровым выходом на основе микромеханического акселерометра с аналоговым выходом. Выбраны оптимальные схемотехнические решения датчика, разработаны алгоритмы обработки сигналов микромеханического акселерометра, определены шумовые составляющие в канале измерения, построены и проанализированы амплитудно-частотные характеристики. Разработано программное обеспечение для визуализации полученных результатов.

Ключевые слова — микромеханический акселерометр, датчик микровибрации, спектральный анализ

I. ВВЕДЕНИЕ

В процессе технологических экспериментов в невесомости на космических аппаратах и долговременных космических станциях выяснилось, что необходимо контролировать не только сверхмалые ускорения, но и микровибрации в диапазоне частот от единиц до нескольких сотен герц. Такие же задачи возникают и на земле при мониторинге уникальных зданий и строений, телескопов и других сооружений [1]. Аналогичные задачи возникают в машиностроении, приборостроении и сейсмокардиографии [2, 3].

Для получения достоверной информации о текущем состоянии сооружения необходимо фиксировать частоты основных колебаний объекта и их изменение во времени, а также определять амплитуду отклонения выбранного участка в процессе эксплуатации. Необходимо точно сопоставить возможное изменение амплитуд (углов) отклонений стены и смещение характерных частот в спектре колебаний объекта от замера к замеру. Поставленная задача предполагает использование сверхточных и стабильных во времени средств проведения измерений.

Участившиеся в последнее время аварии и катастрофы создают необходимость проведения диагностики состояния оборудования, объектов и сооружений. В МГТУ им. Н.Э. Баумана создали переносимую систему мониторин-

га сооружений «Кипарис-2Н» на основе прецизионных акселерометров и наклономеров с жидкостным наполнением [4].

Данная система мониторинга, обладающая уникальными характеристиками, позволяет определять частоты колебаний конструкции и её угловые подвижки, по которым можно прогнозировать разрушения. Однако такие приборы достаточно громоздки и дороги.

II. ВЫБОР СХЕМО-КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ДАТЧИКА УГЛОВ И МИКРОВИБРАЦИЙ

Целью работы являются исследования погрешностей датчика с цифровым выходом на основе микромеханического акселерометра с аналоговым выходом.

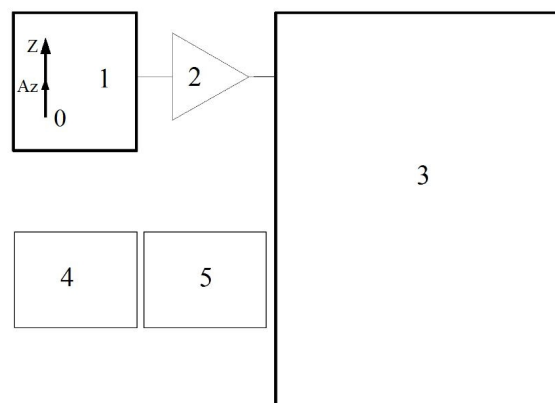


Рис. 1. Блок-схема датчика микровибрации с цифровым выходом на основе микромеханического акселерометра с аналоговым выходом. 1 – аналоговый микромеханический акселерометр; 2 – малошумящий операционный усилитель; 3 – микроконтроллер со встроенным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и поддержкой интерфейсов UART и JTAG; 4 – стабилизатор напряжения; 5 – вторичный источник питания

Микровибрация в общем случае является случайной величиной и её определение представляется сложной задачей [5]. Для создания датчика углов и микровибраций

с высокими техническими характеристиками рассматривались различные варианты схемных и конструктивных решений. В результате для измерения микровибрации в помещении был разработан макет датчика микровибраций (далее ДМВ) с цифровым выходом на основе микромеханического акселерометра (далее ММА) с аналоговым выходом VS1002 с диапазоном измерения ± 2 g и спектральной плотностью шума нулевого сигнала $7 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ [6], блок схема которого представлена на рис. 1.

III. ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ММА В СОСТАВЕ ДМВ

Основными источниками шумов и микровибраций являются транспортные средства, вентиляция, трубопроводы, работающие станки, оборудование. Для измерения этих микровибраций проводились испытания в лаборатории в составе анализатора микросистем MSA-500 [7], установленного на массивное основание на полу.

Дополнительно были приняты меры по уменьшению электромагнитных помех и улучшению звукоизоляции. Пол в лаборатории выполнен на основе стяжки из песка и цемента толщиной 150 мм с добавлением в определенной пропорции древесных опилок. По поверхности стяжки на битум уложены листы фанеры толщиной 20 мм и линолеум. Крепление ДМВ осуществлялось с помощью винтов, а питание – от лабораторного источника питания. Частота опроса составляла 1 кГц [7].

На основании полученных данных определялись погрешности ММА в составе датчика микровибраций, строились амплитудно-частотные характеристики и определялись резонансные частоты.

Важной погрешностью ММА [8] является случайная погрешность смещения нуля в запуске, одной из составляющих которой является тепловой механический шум, определяющий минимум погрешности.

Собственная частота подвеса ММА зависит от массы инерционного элемента акселерометра и жесткости торсионов или консоли в зависимости от типа акселерометра. Добротность подвеса зависит существенно от вязкого трения материала торсионов и консоли и вязкого трения инерционной массы о газовую среду.

Таким образом, для обеспечения минимального эквивалентного теплового шума микромеханического акселерометра, необходимо использовать материал с максимальной удельной плотностью, минимальным коэффициентом внутреннего трения и минимальными плотностью газовой среды и давлением внутри прибора.

Для оценки погрешностей ММА использовался метод вариаций Аллана. В соответствии с методом вариаций Аллана вычисляются дисперсии разницы соседних отклонений, а не самих отклонений центрированного случайного процесса [9] по формуле

$$\sigma_A^2(\tau) = \left(\sum_{k=1}^{N-1} (A_{k+1}^i - A_k^i)^2 \right) / (2(N-1)),$$

где N – количество измерений; A – значение выходного сигнала с осреднением на интервале τ ; τ – время осреднения; $\sigma_A^2(\tau)$ – дисперсия случайных микроускорений; i – оси ортогональной системы координат X, Y, Z .

Источники ошибок в выходном сигнале ДМВ статистически независимы [10], поэтому для дисперсии Аллана можно записать следующее аппроксимирующее выражение [11]:

$$\sigma_A^2(\tau) = R^2 \frac{\tau^2}{2} + K^2 \frac{\tau}{3} + B^2 \frac{2}{\pi} \ln 2 + N^2 \frac{1}{\tau} + Q^2 \frac{3}{\tau^2}.$$

Аппроксимация производится методом наименьших квадратов, значения коэффициентов R, K, B, N, Q характеризуют интенсивность отдельных шумовых составляющих выходного сигнала. График функции с полученными коэффициентами должен быть наиболее близок к графику экспериментальных данных.

IV. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Перед началом работы были проведены измерения нулевого сигнала ДМВ на рабочем столе контрольной установки. Результаты измерений по оси Z приведены на рис. 2. По осям X и Y наблюдается та же картина.

Как видно из графика, вид микроускорений примерно одинаков, а максимальные амплитуды ускорений находятся на уровне $6 \cdot 10^{-4}$ g.

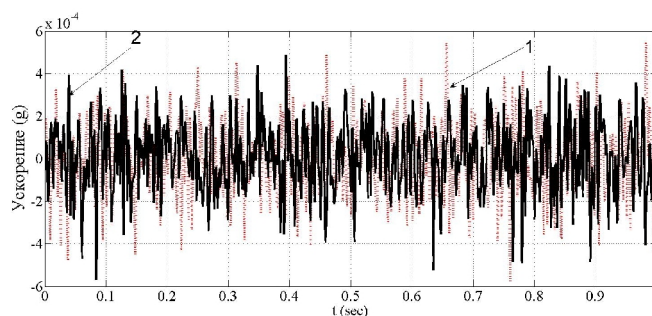


Рис. 2. Микроускорения по оси Z ДМВ при включенной системе активной виброизоляции, 1 – измерения на столике [g], 2 – измерения на головке микроскопа [g]

Для ДМВ были проведены измерения, анализ выходного сигнала и определены параметры ошибок. Основные типы шумов [10, 11] для ДМВ представлены в табл. 1. Как видно из таблицы, все шумовые составляющие в ночное время значительно ниже, чем в дневное.

На рис. 3 приведены отклонения Аллана (квадратный корень из вариаций Аллана) нулевого сигнала ММА в диапазоне (0–1000) Гц и в полосе частот (5–200) Гц.

Анализ отклонений Аллана показал, что спектральная плотность шума нулевого сигнала ДМВ на интервале 1 секунда составляет (5–7) μg , что существенно ниже измеренных значений. Это может говорить, что в помещении присутствуют микроускорения и на рис. 2 приведены измеренные значения ускорений, а не нулевой сигнал.

TABLE I. Типы шумов выходного сигнала ДМВ

Тип шума	Коэффициент полинома	Лаборатория, чистая зона	
		02.00–03.00	14.00–15.00
Белый шум выходного сигнала (шум квантования), м/с	Q	$-1,9826 \cdot 10^{-4}$	$-1,3452 \cdot 10^{-3}$
Белый шум изменения выходного сигнала (случайное блуждание выходного сигнала), (м/с) $^{1/2}$	N	$2,9298 \cdot 10^{-3}$	$4,7241 \cdot 10^{-3}$
Фликер-шум выходного сигнала (нестабильность смещения нуля), м/с 2	B	$6,3405 \cdot 10^{-5}$	$1,3383 \cdot 10^{-4}$
Белый шум скорости изменения выходного сигнала (случайное блуждание изменения выходного сигнала), (м/с 2) $^{1/2}$	K	$-5,6304 \cdot 10^{-8}$	$-1,5224 \cdot 10^{-6}$
Шум ухода выходного сигнала (тренд выходного сигнала), м/с 3	R	$2,0873 \cdot 10^{-10}$	$3,869 \cdot 10^{-9}$

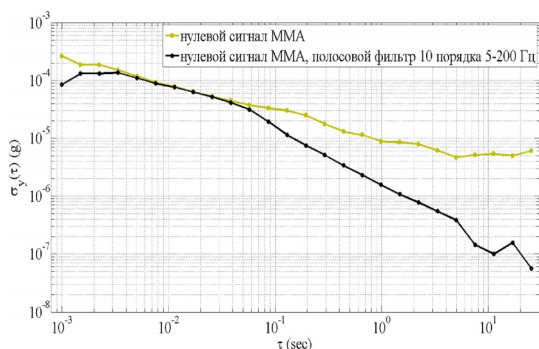


Рис. 3. Отклонения Аллана нулевого сигнала микромеханического акселерометра в диапазоне (0–1000) Гц и в полосе частот (5–200) Гц

Для выяснения причин данного явления были измерены резонансные частоты стола и пола, на котором был установлен ДМВ. Результаты измерения собственных частот на полу лаборатории показали отсутствие резонансных частот, а в конструкции рабочего места отсутствуют резонансные частоты в диапазоне частот (5–200) Гц.

Для выявления спектра внешних возмущений были построены амплитудно-временные характеристики ускорения в дневное время на интервале одного часа с 14.00 до 15.00 методом быстрого преобразования Фурье, приведенные на рис. 4.

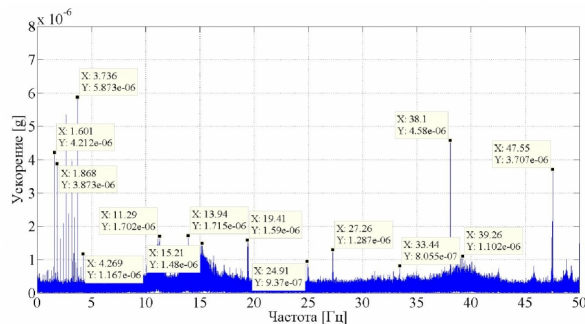


Рис. 4. Спектр ускорения в дневное время ДМВ

Как видно из рис. 4, в спектре сигнала ДМВ в диапазоне частот до 50 Гц присутствуют внешние воздействия в диапазонах (1–5) Гц, (9–12) Гц, (14–16) Гц и (36–41) с амплитудами (1–6) 10^{-6} г. Уровень собственных внутренних шумов акселерометра составляет $\approx 4 \cdot 10^{-7}$ г.

Полученные результаты подтверждают, что микромеханический акселерометр кроме низкочастотных микровибраций измеряет весь спектр акустических, инфразвуковых и инфранизких частот. Производственные и транспортные шумы содержат инфразвуковые составляющие, которые не регистрируются обычными измерительными приборами, не слышимы и обладают высокими уровнями звукового давления. При этом спектр частот, измеряемый датчиком углов и микровибраций, очень близок к спектру низкочастотного звукового давления и низкочастотных микровибраций.

Кроме тепловых шумов, микромеханический акселерометр обладает повышенной чувствительностью к средней температуре и к градиентам температуры в процессе работы. При этом, возникает необходимость определения коэффициента чувствительности к температуре и тепловому шуму. Для этого были проведены испытания с датчиком в термокамере в диапазоне температур (10–20) °С.

По результатам испытаний проводились расчеты по выбору уравнений аппроксимации и вычисление коэффициентов аппроксимации методом наименьших квадратов.

Математическое ожидание микроускорений в диапазоне температур (–10–20)°С составило $1,3139 \cdot 10^{-7}$ г, а СКО – $2,9704 \cdot 10^{-8}$ г, среднеквадратическая погрешность аппроксимации составила $2,96 \cdot 10^{-8}$ г, что значительно ниже погрешности микромеханического акселерометра ДМВ (5–7 μ г). Это говорит о том, что в выходном сигнале ДМВ присутствуют не только внутренние шумы, но и внешние микроускорения. Одновременно следует отметить, что при алгоритмической компенсации необходимо определять коэффициенты чувствительности к температуре пропорционально первой степени и корню квадратному от температуры.

Для выявления возмущений в процессе измерений была проведена регистрация и спектральный анализ нулевых сигналов акселерометра ДМВ в течении двух суток. Также была проведена аппроксимация выходного сигнала MMA по времени и определены оптимальные полиномы аппроксимации. В режиме измерения углов тренд выходного сигнала с наименьшей погрешностью описывается выражением:

$$a_{\text{анп}} = a_0 + a_1 t + a_2 t^1 + a_3 t^{1/2}.$$

В результате измерений было выявлено, что во временной период 01.00ч.-06.00ч. в выходном сигнале ДМВ присутствует значительно меньше внешних возмущений.

Таким образом, при измерении микроускорений в режиме углов желательно использовать алгоритмическую компенсацию тренда выходного сигнала акселерометра по времени. При этом погрешность аппроксимации составляет 0,04 угловой секунды во временной период 01.00 ч – 06.00 ч., и 0,71 угловой секунды на интервале времени двое суток.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе датчика углов и микровибраций с цифровым выходом на основе микромеханических акселерометров возможно создание системы мониторинга для контроля состояния зданий, установок и оборудования.

Система мониторинга позволяет достоверно произвести оценку состояния сооружения и оборудования. При этом мониторинг может производиться непрерывно в течение длительного времени и в том числе с передачей информации по радио- или автономному каналу для постоянного мониторинга специальных объектов.

Также с помощью системы мониторинга можно выявлять опасные для сооружения резонансы, возникающие при работе несбалансированных механизмов или под действием других динамических нагрузок. Использование 24-разрядного АЦП и микромеханического акселерометра с низким уровнем шума, а также длительная регистрация сигнала позволяет получать спектры колебаний объекта с высоким разрешением, как по частоте, так и по амплитуде, что позволяет своевременно обнаружить изменения в конструкции сооружения и принять меры.

В результате были разработаны алгоритмы обработки сигналов с микромеханического акселерометра, позволяющие определять параметры микровибрации и её спектр, а также другие характеристики.

С учетом невысокой стоимости элементной базы, её доступности и простоты конструкции датчик углов и микровибраций должен найти широкое применение в различных областях.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] ГОСТ Р 52892-2007. Вибрация и удар. Вибрация зданий. Измерение вибрации и оценка ее воздействия на конструкцию. Введ. 01.10.2008. М: Стандартинформ, 2008. 16 с.
- [2] 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 // XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2018. С. 185–194.

- [3] Levkovich, A.D., Achildiev, V.M., Soldatenkov, V.A., Basarab, M.A., Bedro, N.A., Gruzevich, Yu.K., Evseeva, Yu.N., Konnova, N.S., Komarova, M.N. Seismocardiography system based on micromechanical sensors, *IERI International Conference on Medical Physics, Medical Engineering and Informatics*, 2018, Basic Clin Pharmacol Toxicol, 123: 9–10. doi:10.1111/bcpt.13100.
- [4] ООО «ЦЕНТР ДИАГНОСТИКИ СОСТОЯНИЯ СООРУЖЕНИЙ» [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.creativeinstitute.ru/system.htm>.
- [5] ГОСТ Р 53964-2010. Вибрация. Измерения вибраций сооружений. Руководство по проведению измерений. Введ. 30.11.2011. М: Стандартинформ, 2011. 12 с.
- [6] VS1000 Vibration Sensor. <https://www.colibrys.com/product/vs1000-vibration-sensor> (дата обращения 24.08.18).
- [7] Грузевич Ю.К., Солдатенков В.А., Ачильдиев В.М., Левкович А.Д., Бедро Н.А., Комарова М.Н., Воронин И.В. Исследование уровней микровибраций в лазерном интерферометре с системой активной виброизоляции // Оптический журнал. 2018. Т. 85. №5. С. 68–84.
- [8] Ачильдиев В.М., Грузевич Ю.К., Солдатенков В.А. Информационные измерительные и оптико-электронные системы на основе микро- и наномеханических датчиков угловой скорости и линейного ускорения. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 260 с.
- [9] 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 // Международный форум «Микроэлектроника-2018» 4-й Международной научной конференции «Электронная компонентная база и микроэлектронные модули». М: ТЕХНОСФЕРА, 2018. С. 517–520.
- [10] Кутовой Д.А., Ситников П.В. Некоторые практические вопросы использования вариации Аллана при исследовании бесплатформенного инерциального блока // XV конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб: «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2013. С. 246–252.
- [11] Литвин М.А., Малюгина А.А., Миллер А.Б., Степанов А.Н., Чикрин Д.Е. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации // Информационные процессы. 2014. Т. 14. №4. С. 326–339.

Миниатюрный волновой твердотельный гироскоп нового поколения для бескарданных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов*

В.Ф. Журавлев, С.Е. Переляев

Лаборатория механики систем,
Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Россия, Москва,
пр. Вернадского, 101-1
ipm@ipmnet.ru

Б.П. Бодунов, С.Б. Бодунов

АО «НПП «Медикон»
Россия, г. Миасс, Челябинской обл.,
ул. Менделеева, 31
mdcn@medikon-miass.ru

Аннотация — Задачи, решаемые с помощью беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) требуют их полноценного приборного оснащения современными бортовыми комплексами навигации и управления. В настоящее время системы ориентации, навигации и управления для БПЛА многоцелевого применения построены на малогабаритных динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ), кольцевых лазерных (КЛГ), волоконно-оптических (ВОГ) и современных микромеханических (ММГ). Результаты летных испытаний многоцелевых БПЛА, со всей очевидностью свидетельствуют, что без полноценного бортового комплекса управления, оснащенного точной бескарданной инерциальной навигационной системой (БИНС), невозможно построение современных коммерческих систем БПЛА, которые могут решать задачи мониторинга эффективно, безопасно, оперативно и в любых погодных условиях.

Ключевые слова — волновой твердотельный гироскоп (ВТГ); модуль цифровой электроники; цифровое «пушпульное» управление; бескарданная инерциальная навигационная система

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время вектор развития систем ориентации и навигации беспилотных летательных аппаратов и комплексов гражданского многоцелевого назначения с длительностью полета более 4-5 часов неуклонно переориентируется в сторону точных автономных инерциальных навигационных систем.

В этой связи рассмотрены перспективы использования миниатюрного (общий вес инерциального датчика не более 115 грамм) интегрирующего волнового твердотельного гироскопа (ВТГ-ИГ) для реализации автономной малогабаритной БИНС. Базовый конструктивный элемент такой инерциальной системы – ВТГ, имеющий кварцевый полусферический резонатор из высококачественного плавленого кварца. Поверхность резонатора напылена тонким слоем золота и/или платины. Такое покрытие позволяет контролировать форму упругой деформации кромки резонатора с помощью специальной системы емкостных датчиков и управлять формой 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 прибора. Как инерциальный датчик классический ВТГ является интегрирующим – угол поворота волны за время измерения равен интегралу проекции угловой скорости на его ось чувствительности, поэтому диапазон измеряемых угловых скоростей практически неограничен, что делает прибор особенно удобным для использования в перспективных БИНС.

В основе работы ВТГ лежит явление инертности стоячих упругих волн колебаний, впервые открытое и доказанное экспериментально в 1982 г. американским физиком Дэвидом Линчем с коллегами [1, 2].

Данный эффект инертности упругих волн для резонатора любой формы был строго теоретически обоснован в 1983г. российскими учеными - механиками [3, 4–6]. Такой уникальный физический принцип работы дает новому гироскопу целый ряд преимуществ: полное отсутствие вращающихся частей, малое время готовности, малые габаритно-массовые характеристики, весьма длительный рабочий ресурс прибора; высокая температурная стабильность основного конструкционного материала полусферы (плавленого кварца); высокая точность и малая случайная погрешность; устойчивость к тяжелым условиям окружающей среды (температура, удары, вибрации, гамма излучение); сравнительно небольшие габариты, вес и потребляемая мощность; сохранение инерциальной информации при полном кратковременном отключении электропитания. Все эти достоинства делают ВТГ одним из наиболее перспективных гироскопических приборов для использования в современных БИНС беспилотных авиационных комплексов гражданского применения.

II. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Приведены основные результаты теоретических исследований и прикладные аспекты разработки устойчивого

к внешним возмущениям ВТГ нового поколения на базе высокочастотного кварцевого полусферического резонатора отечественного производства. Основное внимание уделено проблемам создания высокочастотных кварцевых резонаторов российского производства, технологическим процессам их балансировки, калибровки и «автокалибровки». Полусферический кварцевый резонатор наиболее технологически сложная и дорогостоящая деталь современного ВТГ. Основные технические характеристики резонатора напрямую определяют и задают точность гироскопа. В этой связи достаточно подробно излагаются автоматизированные технологические процессы изготовления кварцевых полусферических резонаторов, их химического травления, полировки и пространственной балансировки миниатюрного ВТГ на установке «Микробаланс-М» разработки и производства АО НПП «Медикон». Кроме того, достаточно подробно рассмотрены процессы калибровки и «автокалибровки» самих инерциальных датчиков ВТГ на этапе их промышленного производства и эксплуатации. Также рассмотрены вопросы синтеза новых алгоритмов возбуждения, съема и управления стоячей волной кромки полусферического кварцевого резонатора ВТГ и реализация этих многоканальных цифровых алгоритмов «пушпульного» управления в современных вычислительных системах на базе современной дискретной функциональной электроники. Программная реализация алгоритмов возбуждения, съема и нового цифрового «пушпульного» управления ВТГ выполнена в отдельном процессоре на кристалле – современной быстродействующей программируемой интегральной логической схеме (ПЛИС)/FPGA. Прибор имеет условное конструкторское обозначение - ВТГ-30мг. Новая полностью цифровая электроника с встроенными контроллерами, последовательным скоростным интерфейсом и главным 64-битным процессором обеспечивает заданную точность формирования всех синтезированных алгоритмов, коэффициентов усиления и контроль фазы информационного сигнала на уровне, необходимом для получения нестационарности (3σ) дрейфа нуля ВТГ не более 0.015 град/ч. Последнее значение величины дрейфа ВТГ отвечает современным требованиям предъявляемым к гироскопам гражданского применения навигационного класса точности.

Цифровая часть электронного модуля съема и управления дополнительно к процессору цифровой обработки сигналов содержит буферы быстродействующих аналого-цифровых преобразователей (АЦП), синтезатор частот, асинхронный микроконтроллер последовательного интерфейса. Цифровой процессор по специальным алгоритмам обработки определяет углы ориентации стоячей волны резонатора относительно корпуса, заданную амплитуду и квадратуру колебаний кромки резонатора. По данному вектору состояния инерциального датчика определяется соответствующие весовые коэффициенты и формируется многоканальное цифровое управление. Каждый из каналов формирователей сигналов управления содержит ряд быстродействующих цифроаналоговых преобразователей (ЦАП), на вход которых в цифровом виде поступает вся необходимая информация о весовых коэффициентах управления, опорные сигналы синусов и косинусов и их производных, снимаемых с емкостных датчиков информационных сигналов ВТГ. В аппаратно – схемотехнически

реализованном быстродействующем процессоре реального времени на кристалле (ПЛИС) по специальному синтезированному алгоритму формируются законы прямого цифрового управления.

Эти дискретные сигналы управления преобразуются быстродействующими ЦАП и в виде напряжений подаются на управляющие электроды ВТГ. Полностью цифровая многоканальная электроника позволяет реализовать новый режим «автокалибровки» интегрирующего ВТГ для компенсации основных технологических погрешностей изготовления кварцевого резонатора, а также достижения заданной навигационной точности самого прибора. На прецизионном трехосном динамическом стенде типа «ACUTRONIC» поставлены многочисленные эксперименты, которые полностью подтверждают эксплуатационные возможности точного интегрирующего миниатюрного ВТГ нового поколения и позволили получить динамический диапазон работоспособности прибора ± 1500 град/с при сохранении навигационного класса точности ($3\sigma \leq 0.015$ град/ч) функционирования самого инерциального датчика.

Основной конструктивной единицей ВТГ является инерциальный датчик новой конструкции, разработанный специалистами АО «НПП «Медикон» на базе запатентованного [10,11] беззубцового кварцевого полусферического резонатора с диаметром полусферы равного 30 мм. Гироскоп вместе с новым модулем функциональной (обслуживающей) электроники имеет цифровой выход и многоканальную цифровую «пушпульную» схему управления по алгоритму, разработанному ведущими учеными-механиками Института Проблем Механики РАН [8, 9]. Цифровая часть самого модуля управления дополнительно к процессору обработки сигналов содержит буферы аналого-цифровых преобразователей (АЦП), синтезатор частот, асинхронный микроконтроллер последовательного интерфейса. Цифровой процессор по специальным алгоритмам обработки определяет вектор состояния гироскопа – углы ориентации волны, амплитуду и квадратурную составляющую колебаний резонатора и, используя эту информацию, вычисляет для управления стоячей волной прибора соответствующие весовые коэффициенты [9]. Специалистами разработана трехпроцессорная структура обработки синусных и косинусных сигналов одновременно трех гироскопов, которая реализована в одной системе на кристалле на базе современной программируемой логической интегральной схемы ПЛИС (FPGA) фирмы «XILINX».

Программная реализация алгоритма обработки информационных и формирования управляющих сигналов производится параллельно в отдельном процессоре быстродействующей программируемой логической интегральной схемы 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, т.е. с выходов аналого-цифровых преобразователей (АЦП). Алгоритм управления и приема данных от каждого АЦП реализован в современной ПЛИС (FPGA) с помощью отдельного «конечного автомата» (finite state machine).

Результаты преобразования каждого АЦП преобразуются «конечным автоматом» в параллельный 16-битный код, сопровождаемый признаком готовности. Данная информация поступает на входы быстродействующей ПЛИС, в которой схемотехническими решениями организован сверхбыстродействующий цифровой процессор (ЦП) реального времени. В самом ЦП по синтезированному алгоритму формируются специальные законы прямого цифрового многоканального управления, которые в виде напряжений с выходов ЦАП подаются на управляющие электроды гироскопа, расположенные на плате нового кварцевого узла возбуждения, съема и управления (ВСУ) прибора. Полностью цифровой модуль электроники – модуль контроллеров гироскопов (МКГ) включает трехпроцессорную структуру обработки выходных аналоговых сигналов одновременно трех гироскопов, реализован на базе современной системы на кристалле ПЛИС (FPGA) с одиннадцатью встроенными контроллерами, последовательным интерфейсом и главным 64-битным процессором. Программа реализующая алгоритм обработки информационных и формирования управляющих сигналов каждого из трех каналов выполняется параллельно в отдельном процессоре («Micro-Blaze»). Такая параллельная многопроцессорная структура обеспечивает одновременный опрос всех трех датчиков - гироскопов. Контроллер последовательной линии связи опрашивает выходные устройства каждого процессора, преобразует информацию в последовательные пакеты и выдает их в линию связи RS-422.

III. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВОЛНОЙ НОВОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО ДАТЧИКА ВТГ

Новый модуль контроллеров гироскопа (МКГ), разработанный для реализации полностью цифровой «пушпульной» схемы управления гироскопом на основе математической модели классического осциллятора Ван-дер-Поля. В данном модуле вся обработка первичных сигналов инерциального датчика и оценка вектора-состояния гироскопа производится цифровыми методами с помощью системы высокоскоростного сбора первичных данных (скорость преобразования не ниже 2MSPS). Данная прикладная задача решена с помощью новейших быстродействующих АЦП. Непосредственно сами сигналы управления формируются как линейные комбинации выходных сигналов $x=\cos()$ и $y=\sin()$ гироскопа, а также их первых производных dx/dt и dy/dt . Определение производных этих входных сигналов выполняются с помощью цифрового преобразования Гильберта. Преимущества такой «пушпульной» схемы управления гироскопом доказаны в публикации [8]. Цифровой алгоритм обработки сигналов позволяет легко адаптироваться к любой резонансной частоте прибора, имеет более широкие возможности настройки контура управления. Кроме того, «пушпульная» схема управления прибором обладает высокими параметрами линейности и возможностью компенсации основных технологических дефектов (разночастотности и разнородности) изготовления кварцевого резонатора инерциального датчика волнового гироскопа.

Многоканальный полностью цифровой модуль электроники МКГ имеет небольшие габариты (100мм×130мм)

и содержит систему на кристалле ПЛИС (FPGA), в которой реализованы алгоритмы цифрового «пушпульного» управления волной и первичной обработки информации волнового гироскопа. Данная многоканальная система прямого цифрового управления обеспечивает заданную точность формирования коэффициентов усиления и фазы сигнала, на требуемом уровне, необходимом для гарантированного получения нестабильности дрейфа нуля нового прибора не более 0.003 град/ч.

Миниатюрный инерциальный датчик ВТГ-30мг навигационного класса точности является высоконадежным, робастным, прецизионным, интегрирующим гироскопом с цифровым выходом для самых различных современных многоцелевых БПЛА гражданского применения.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ПОЛУНАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВТГ

Новый миниатюрный инерциальный датчик тестировался разработчиком прибора на прецизионном трехосном динамическом стенде «ACUTRONIC» (Швейцария). Совместно с заказчиком были выполнены многочисленные эксперименты, которые подтвердили основные технические характеристики точного интегрирующего ВТГ-30мг и позволили получить динамический диапазон измерений прибора ± 1500 град/с при сохранении навигационного класса точности ($SKO \leq 0.015$ град/ч). Технические характеристики ВТГ-30мг, подтвержденные в ходе полунатурных исследований и лабораторных испытаний позволяют находить известные [12] и новые области применения, где требуются компактные, экономичные, надежные приборы, обеспечивающие заданный ресурс функционирования и не требующие технического обслуживания. Все это позволяет миниатюрному ВТГ нового поколения с цифровым модулем МКГ весьма успешно конкурировать с малогабаритными динамически-настраиваемыми, лазерными и волоконно-оптическими гироскопами авиационно-космического применения [14]. Интегрирующий ВТГ навигационного класса точности является перспективной разработкой в области современных гироскопических приборов для самых различных многоцелевых БПЛА и других маневренных объектов гражданского применения [12, 13]. Контрольные запуски ВТГ-30мг на двухосном наклонно-поворотном динамическом стенде типа «ACUTRONIC» подтверждают, что новый волновой гироскоп функционирует в режиме свободной волны, имеет практически неограниченный диапазон измерения максимальной угловой скорости (ограничения связаны только с быстродействием основного процессора цифрового модуля МКГ) и прибор соответствует требованиям навигационного класса точности ($SKO \leq 0.015$ град/ч).

Полученные в ходе полунатурных испытаний технические характеристики интегрирующего ВТГ нового поколения позволяют применять его в составе блока инерциальных измерителей при реализации малогабаритной БИНС для малоразмерных маневренных БПЛА гражданского назначения. Новое поколение интегрирующих ВТГ в отличие от других типов гироскопов обладают целым рядом весьма привлекательных свойств для всех гражданских эксплуатантов БПЛА – устойчивость к воздействиям вибрационных и ударных нагрузок, высокой радиацион-

ной стойкостью, малым энергопотреблением, высокой стабильностью характеристик инерциального датчика, малыми габаритами по отношению к лазерным и волоконно-оптическим датчикам [9].

V. ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НОВОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО ДАТЧИКА ИНТЕГРИРУЮЩЕГО ВТГ

Точностные характеристики нового инерциального датчика ВТГ-30мг были получены в нормальных климатических условиях (при комнатной температуре окружающего воздуха) в ходе контрольных испытаний на прецизионном испытательном оборудовании АО «НПП «Медикон». Результаты тестирования прибора подтвердили высокую стабильность смещения нуля гироскопа в запуске.

В частности, стандартное среднее квадратичное отклонение (СКО) в запуске нового прибора ВТГ-30мг не превысило значения $\text{СКО}=0,005$ град/ч, а случайный уход по углу (ARW) менее $0,003$ град/ $\sqrt{\text{ч}}$. Для гарантированного обеспечения точностных характеристик нового гироскопа разработан способ «самокалибровки» прибора. Применение новой весьма эффективной процедуры «автокалибровки» инерциального датчика при его динамических и тепловых испытаниях, позволяет говорить об исключительно положительных результатах нового способа компенсации основных инструментальных и технологических погрешностей, интегрирующего ВТГ [14, 15].

В интересах потенциального заказчика выполнена минимизация времени запуска и сокращения готовности датчика с модулем цифровой электроники МКГ и реализован алгоритм ускоренного выхода кварцевого резонатора прибора на необходимую рабочую частоту. Одновременно синтезирован алгоритм минимизации готовности гироскопа, который позволил снизить время выхода амплитуды стоячей волны кромки резонатора на заданное рабочее значение и обеспечил ускоренное подавление ее квадратурной составляющей. Специализированный алгоритм позволил реально снизить время запуска гироскопа ВТГ-30мг до величины, не превышающей $T=3$ сек. и сократить общее время готовности прибора до 25...30 сек. Диапазон измеряемых при тестовых испытаниях прибора максимальных угловых скоростей (± 1500 град/с) достигнут при заданных разработчиком возможностях системы управления гироскопом модуля функциональной электроники (МКГ) макетного образца промышленного ВТГ-30мг. Такое малое время готовности, за которое гироскоп достигает заданной точности, показывает способность прибора обеспечить измерение угловой скорости вращения Земли и заданную точность автономной ориентации и навигации БИНС-ВТГ в течение длительного (более одного часа) времени применения.

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При создании современных и перспективных систем управления БПЛА гражданского назначения значительно повышаются требования к основным техническим параметрам – автономность функционирования, точность определения пилотажно-навигационных параметров полета, надежность, помехозащищенность, универсальность, энергопотребление, стоимость и периодичность обслуживания.

В настоящее время ведущие мировые производители БПЛА рассматривают интегрирующие ВТГ навигационного класса точности, как весьма перспективный базовый инерциальный датчик в составе малогабаритной точной БИНС. Бескарданные малогабаритные системы ориентации и навигации на базе точного ВТГ нового поколения способны составить достойную конкуренцию зарекомендовавшим себя кольцевым лазерным и волоконно-оптическим гироскопам навигационного класса точности. Малогабаритные высокоточные БИНС на базе миниатюрных интегрирующих ВТГ нового поколения отечественного производства в соответствии с требованиями отечественных и зарубежных производителей БПЛА способны обеспечить все требования перспективных образцов авиационной техники гражданского применения и современных высокоинформативных автономных систем инерциальной навигации. В качестве базовых чувствительных элементов (датчиков) точных БИНС предлагаются миниатюрные интегрирующие гироскопы ВТГ-30мг нового поколения, созданные на базе инерциального датчика разработки АО НПП «МЕДИКОН» и многоканального модуля цифровой электроники МКГ.

Данные инерциальные датчики, являющиеся перспективной разработкой высококвалифицированного коллектива специалистов, отличаются от других известных гироскопов низкими массогабаритными характеристиками, минимальным энергопотреблением и повышенным ресурсом работы. Такие ВТГ имеют высокую стойкость к внешним механическим воздействиям и жесткому излучению, а также обеспечивают сохранение инерциальной информации при кратковременных сбоях и перерывах электропитания прибора. Применение разработанных точных миниатюрных интегрирующих ВТГ-30мг обеспечивает требуемую автономность, робастность, независимость от магнитного поля Земли и других внешних воздействий, что повышает качество и точность навигационной информации, выдаваемой бортовому потребителю БПЛА. В настоящее время конструкторами разработан комплект технической документации для изготовления малогабаритной БИНС-ВТГ навигационного класса точности. Вес моноблока системы (без монтажной рамы) не более 4,5 кг, что отвечает всем основным требованиям к многофункциональным и специализированным БПЛА гражданского применения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Scott, W.B., Delco makes low-cost gyro prototype, *Aviation Week and Space Technology*, 25 Oct. 1982.
- [2] Loper, E.J., Lynch, D.D., The HRG: a new low-noise inertial rotation sensor, *Proc. 16th Jt. Services Data*.
- [3] Журавлев В.Ф., Климов Д.М. О динамических эффектах в упругом вращающемся кольце. // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1983. №5. С. 17–24.
- [4] Журавлев В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985. 125 с.
- [5] Журавлев В.Ф. Теоретические основы волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1993. №3.
- [6] Klimov, D., Babich, O., Perelyaev, S., On the Theory of Hemispherical Resonator Gyro. – (Navigation Technology for the 3rd Millennium), *Proceedings of the 52nd Annual Meeting of the Institute of Navigation*. Cambridge, MA, USA. June 19–21, 1996, pp. 465–467.
- [7] Журавлев В.Ф. Об управлении формой колебаний в резонансных системах // Прикладная математика и механика РАН. 1992. Т.56. Вып. 5. С. 827–836.

- [8] Журавлев В.Ф., Линч Д.Д. Электрическая модель волнового твердотельного гироскопа // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1995. №5. С.12–24.
- [9] Журавлев В.Ф. О дрейфе волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) на вращающемся основании при управлении квадратурой в режимах «быстрого» и «медленного» времени // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2003. №3. С. 13–15.
- [10] Бодунов Б.П., Lynch D., Voros A. Недорогой полусферический резонатор для малогабаритных ВТГ навигационных систем гражданского назначения. // Сборник докладов Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 1995. С. 89–92.
- [11] Патент №2362121 Российская Федерация, МПК G01C 19/56. Малогабаритный твердотельный волновой гироскоп. Бодунов Б.П., Бодунов С.Б., Котельников С.В. - № 2007125894А; заявл.09.07.2007; опубл.27.07.2009.
- [12] Матвеев В.А., Липатников В.И., Алехин А.В. Проектирование волнового твердотельного гироскопа. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. 168 с.
- [13] Жанруа А., Буве А., Ремиллье Ж. Волновой твердотельный гироскоп и его применение в морском приборостроении // Гироскопия и навигация. 2013. № 4. С. 24–34.
- [14] Мейер Д., Розелле Д. Инерциальная навигационная система на основе миниатюрного волнового твердотельного гироскопа // Гироскопия и навигация. 2012. № 3. С. 45–54.
- [15] Perelyaev, S.E., Principles Governing Development of a Solid-State Wave Gyroscope Operating in a Combined Mode (Integrating Gyroscope and Angular Velocity Sensor (AVS), *International Scientific – Practical Conference «Information Innovative Technologies»*, Prague, 2017.

Оценка прочности чувствительного элемента маятникового компенсационного акселерометра типа Si-flex методом конечно-элементного анализа*

И.Ю. Быканов

ФГУП «НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина»
Россия, 117342, г. Москва, ул. Введенского, д. 1

В.М. Никифоров

ФГУП «НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина»
Россия, 117342, г. Москва, ул. Введенского, д. 1

Аннотация — В настоящей работе показан процесс определения допустимых перегрузок, воздействующих на чувствительный элемент маятникового компенсационного акселерометра. Чувствительный элемент представляет собой маятник, выполненный из монокристаллического кремния в форме пластины. Оценка допустимых перегрузок проводилась методом конечно-элементного анализа с применением современных систем автоматизированного проектирования. Для проверки адекватности полученных результатов были проведены физические эксперименты, в ходе которых маятники подвергались нагружению вдоль одной из осей.

Ключевые слова – акселерометр; маятник; метод конечных элементов; эксперимент

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время развиваются и находят широкое применение бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС). К точностным характеристикам современных БИНС, используемых в системах управления ракетно-космической техникой, предъявляются высокие требования. Условия эксплуатации БИНС предполагают наличие ударных перегрузок и вибровоздействий. Акселерометры жестко связаны с корпусом БИНС, поэтому они должны обеспечивать заданную точность в широком диапазоне ускорений, и надежно функционировать в условиях вибраций и ударов.

В настоящей работе исследуется маятниковый компенсационный акселерометр типа Si-flex с упругим кремниевым подвесом. Чувствительный элемент акселерометра представляет собой маятник, выполненный из монокристаллического кремния в форме пластины. Маятник и упругий подвес изготовлены из монолитной заготовки методом травления. Цель работы заключается в определении предельных статических и ударных перегрузок, которые может выдержать маятник в составе компенсационного акселерометра.

Для обеспечения необходимых прочностных характеристик упругого подвеса маятника необходима теоретическая проработка различных вариантов конструкции. Ручной расчет стандартными методами теории сопротивления материалов в данном случае оказывается довольно сложным и требует значительных затрат времени на выполне-

ние. Для облегчения работы предлагается использовать современные программные средства автоматизированного проектирования.

В данной работе исследовались маятники двух разных конструктивных исполнений, отличающихся габаритными характеристиками.

II. РАСЧЕТ ДОПУСТИМЫХ ПЕРЕГРУЗОК

Для расчета теоретических значений предельных перегрузок используется 3D-модель чувствительного элемента, состоящего из маятника, шайб и катушек. Вид модели показан на рис. 1.

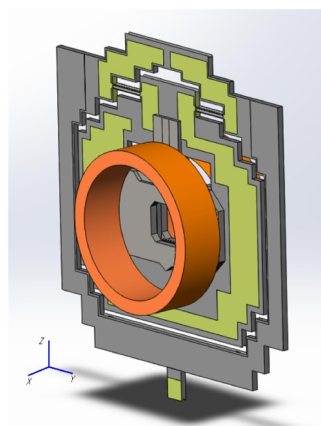


Рис. 1.

Расчет проводился в одной из современных систем автоматизированного проектирования (САПР) методом конечных элементов. Для каждой детали чувствительного элемента в программе назначается определенный материал. Для материалов задаются: плотность, модуль Юнга и коэффициент Пуассона. Маятник и шайбы выполнены из кремния, катушки – из медного провода. В модели катушки условно выполнены в виде колец, медный провод занимает только часть объема кольца, поэтому указанная в модели плотность меди отличается от реальной. Она рассчитана исходя из общей массы провода катушки. В табл. 1 приведены характеристики материалов деталей, заданные в программе САПР.

ТАБЛИЦА I.

Материал	Плотность, кг/м ³	Модуль Юнга, Па	Кэфф. Пуассона	Применение
Кремний	2330	$1,35 \cdot 10^{11}$	0,25	Маятник, шайба
Медь	4103 (с приведением к массе провода)	$1,2 \cdot 10^{11}$	0,38	Катушка

После этого производится разбиение модели на конечные элементы. Размеры элементов не превышают 0,5 мм, а в области упругих торсионов – 0,05 мм. На рис. 2 приведен фрагмент разбиения модели чувствительного элемента на конечные элементы.

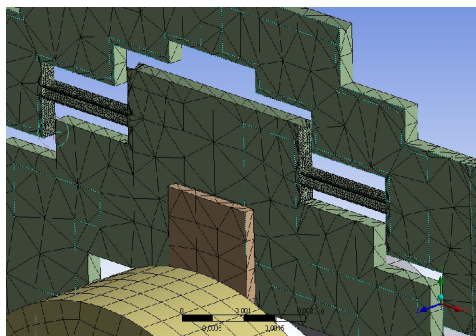


Рис. 2.

Далее необходимо задать физические условия. Задаются закрепление маятника по двум плоскостям наружной рамки и ускорение 1 g. Направление ускорения задается поочередно по осям: маятника (ОМ, в модели по рис. 1 это ось Z), подвеса (ОП, ось Y в модели) и чувствительности (ОЧ, ось X в модели). Затем выполняется расчет напряжений и деформаций конструкции, определяются максимальные напряжения в торсионах σ_{MAX} и прогибы. Предел прочности кремния $[\sigma]$ принимаем равным 400 МПа. Тогда, для того, чтобы определить максимальную статическую перегрузку A_{CT}^{MAX} , которую способен выдержать маятник, надо разделить предел прочности на максимальное напряжение σ_{MAX} при 1 g:

$$A_{CT}^{MAX} = [\sigma] / \sigma_{MAX} \quad (1)$$

Подобным образом в программе САПР можно выполнить расчет напряжений, деформаций и предельных перегрузок при ударном воздействии. На рис. 3 для примера показан график ударной перегрузки при амплитуде 100 g, используемый программой.

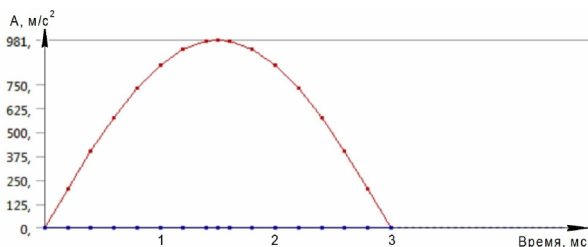


Рис. 3.

В табл. 2 приведены результаты расчета параметров двух конфигураций чувствительных элементов, отличающихся типом маятника.

ТАБЛИЦА II.

Параметр	Варианты маятника	
	Первый	Второй
Максимальное напряжение в торсионах при статической перегрузке 1 g вдоль ОМ, σ_{MAX} , МПа	4,62	3,78
Максимальная перегрузка, A_{CT}^{MAX} , g	86,58	105,82
Максимальная ударная перегрузка, g	83,33	93,91
Прогиб торсионов при статической перегрузке 1 g вдоль ОМ, мкм	0,219	0,172

III. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОПУСТИМЫХ ПЕРЕГРУЗОК

Для проверки адекватности результатов, полученных путем конечно-элементного анализа были проведены физические эксперименты, в ходе которых маятники подвергались нагружению вдоль одной из осей.

Эксперимент по нагружению маятника проводился с применением специального приспособления и набора грузов массой от 4 до 100 г. Вид рабочего места показан на рис. 4.

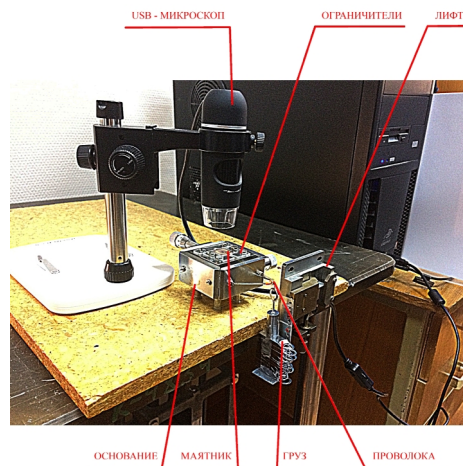


Рис. 4.

Маятник устанавливался на основании приспособления и фиксировался от перемещений в горизонтальной плоскости специальными ограничителями. К подвижной части маятника приклеена проволока. На конце проволоки припаян крючок, к которому цеплялись грузы, соединенные между собой и размещенные на платформе лифта приспособления. В процессе нагружения маятника платформа лифта медленно опускалась и в момент отрыва комплекта грузов от платформы происходило нагружение маятника. С помощью цифрового USB-микроскопа проводилась фото- и видеофиксация перемещения подвижной части маятника.

Известно, что масса подвижной части чувствительного элемента $m_{ПЧ}$ составляет 0,45 г. Тогда, чтобы определить

статическую перегрузку $A_{СТ}^{ЭКВ}$, эквивалентную конкретному грузу, надо массу груза m разделить на массу подвижной части $m_{ПЧ}$:

$$A_{СТ}^{ЭКВ} = m / m_{ПЧ} \quad (2)$$

Следует отметить, что в таком эксперименте не учитываются возможные потери на трение.

Эксперименту подвергались два типа маятников:

- маятник с подвижной частью толщиной 277 мкм (первый вариант);
- маятник с подвижной частью толщиной 305 мкм (второй вариант).

Кроме описанного выше эксперимента, был проведен эксперимент с макетом акселерометра на ударном стенде. Удар задавался вдоль ОМ, амплитуда менялась от 50 g до 110 g с шагом 10 g. После удара с определенной перегрузкой макет акселерометра переставал функционировать. Это свидетельствовало о поломке торсионов маятника.

Основные результаты экспериментов сведены в табл. 3

ТАБЛИЦА III.

Параметр	Варианты маятника	
	Первый	Второй
Максимальный груз, который выдержал маятник в эксперименте, г	45	55
Расчет эквивалентной перегрузки, g, по формуле (2)	100	122,2
Максимальный прогиб торсионов, мкм	25	24
Максимальная ударная перегрузка, g	80	100

Из результатов эксперимента видно, что более прочным является маятник с большей толщиной подвижной части.

IV. Выводы

Результаты расчетов получились сопоставимыми с экспериментальными данными, что позволяет сделать вывод о возможности успешного применения программных систем конечно-элементного анализа для оценки прочностных характеристик упругого подвеса маятникового компенсационного акселерометра типа Si-flex.

В результате данной работы была решена задача определения допустимых перегрузок, воздействующих на чувствительный элемент маятникового компенсационного акселерометра методом конечно-элементного анализа.

Динамика кольцевого микромеханического гироскопа с учетом нелинейной жесткости подвеса*

А.А. Маслов

НИУ «Московский
энергетический институт»,
Россия
Maslov954@ya.ru

Д.А. Маслов

НИУ «Московский
энергетический институт»,
Россия

И.В. Меркурьев

НИУ «Московский
энергетический институт»,
Россия
MerkuryevIV@ya.ru

В.В. Подалков

НИУ «Московский
энергетический институт»,
Россия

Аннотация — Рассматривается микромеханический гироскоп с кольцевым резонатором и магнитоэлектрическими датчиками управления. С помощью вариационного принципа Гамильтона, получены уравнения движения кольца с учетом диссипации, нелинейной жесткости торсионов и прикладываемых к нему сил Ампера. Используя метод Бубнова–Галеркина, получена система нелинейных дифференциальных уравнений, описывающая динамику резонатора в одномодовом приближении. Построена математическая модель гироскопа динамики резонатора в режиме вынужденных колебаний с учетом нелинейной жесткости торсионов. Показано, что торсионы упругого подвеса вызывают кубическую нелинейность, а также сдвиг частоты колебаний и дрейф гироскопа.

Ключевые слова — микромеханический гироскоп; кольцевой резонатор; нелинейная жесткость; торсионы; магнитоэлектрические датчики; нелинейные колебания

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время большое внимание уделяется вопросам совершенствования и разработки микромеханических гироскопов для измерения угловой скорости объектов различного назначения. Микромеханические гироскопы, имея малые размеры и невысокую стоимость, находят применение в автомобильной электронике, медицинской технике, робототехнике, в товарах широкого потребления. Достоинством таких приборов является их дешевизна, надёжность, малые размеры и энергопотребление, а также малое время готовности прибора к работе. Основным недостатком их является низкая точность, над повышением которой в настоящее время идет работа [1]. Гироскоп с кольцевым резонатором, имеет ряд преимуществ по сравнению с остальными микромеханическими гироскопами. Данный гироскоп обладает повышенной устойчивостью к вибрации и ударам, что объясняется симметрией конструкции упругой системы. Принцип действия гироскопа с кольцевым резонатором основан на инертных свойствах упругих волн колебаний, возбуждаемых в осесимметричных упругих резонаторах [2]. По измерению колебаний чувствительного элемента гироскопа оценивается угловое движение прибора. При проектировании конструкции гироскопа необходимо учитывать различные виды нелинейностей, связанные с использованием магнитоэлектрических датчиков управления и измерения, с упругими свойствами материала резонатора и с жесткостью

подвеса. Последний вид нелинейностей оказывает существенное влияние на колебания и характеристики гироскопа. В [3, 4, 5] рассматриваются гироскопы с кольцевыми резонаторами с учетом линейной жесткости подвесов. Поэтому в данной работе поставлена цель: исследовать влияние нелинейной жесткости подвеса на динамику кольцевого микромеханического гироскопа.

II. УРАВНЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ КОЛЬЦЕВОГО РЕЗОНАТОРА

Рассмотрим кольцевой вибрационный микрогироскоп, резонатор, которого представляет собой тонкое упругое кольцо 2 (рис. 1), связанное с основанием 1 с помощью торсионов 3 [6]. Осевая линия резонатора в недеформированном состоянии представляет собой окружность радиуса R . Резонатор 2 изготавливается методом литографии совместно с торсионами 3 упругого подвеса и электронным контуром управления. В кольцевом резонаторе возбуждается вторая основная форма колебаний тонкого упругого кольцевого резонатора и создается первичная нормальная форма колебаний. При вращении основания гироскопа возникает вторичная нормальная форма, пучности которой совпадают с узлами первичной нормальной формы. Волна, образованная суперпозицией двух указанных нормальных форм, вращается вдоль окружности по кольцу со скоростью, пропорциональной скорости основания. Данное свойство инертности волн позволяет получать инерциальную информацию.

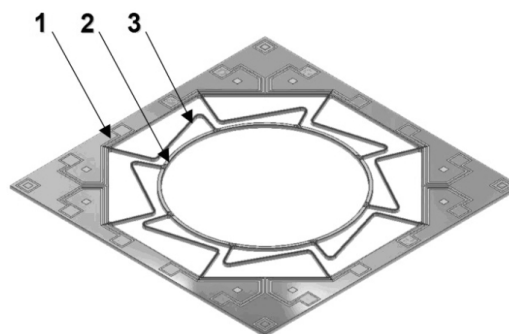


Рис. 1. Кольцевой микромеханический гироскоп

Для возбуждения колебаний резонатора используется сила Ампера, действующая на проводник с током в магнитном поле, созданном постоянным магнитом. Токпро-

водящие дорожки, нанесенные на торсионы и резонатор, образуют силовые и измерительные контуры. Каждый контур образован двумя ближайшими торсионами и участком резонатора с окружным размером $\pi/4$, I_k – ток в контуре, $k = 1, \dots, 8$, нумерация контуров показана на рис. 2. Для возбуждения и управления колебаниями используются четыре токопроводящих контура, образованные двумя ближайшими торсионами, на остальные контуры ток не подается, например, $I_1 = I_5$, $I_2 = I_6$, $I_3 = I_4 = I_7 = I_8 = 0$.

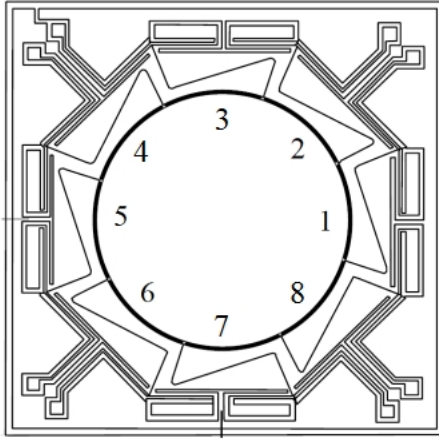


Рис. 2. Расположение силовых контуров для возбуждения колебаний резонатора

Выведем уравнения динамики кольцевого резонатора. Пусть $Ox_1x_2x_3$ – правая декартова система координат, связанная с основанием гироскопа и плоскостью Ox_1x_2 , содержащей упругое кольцо (рис. 3). Обозначим через v и w упругие смещения элемента кольцевого резонатора в окружном и радиальном направлении соответственно.

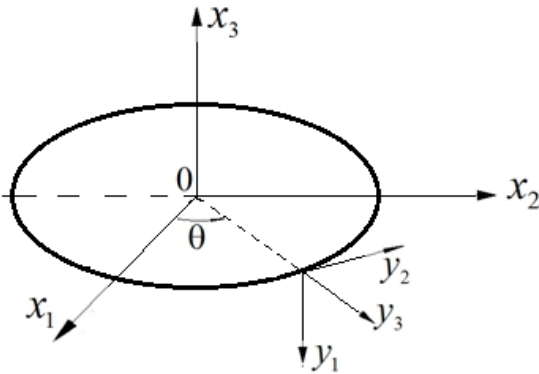


Рис. 3. Расчётная схема ВТГ с кольцевым резонатором

Предположим, что основание и ось крепления резонатора вращается вокруг оси Oz с медленно изменяющейся угловой скоростью Ω , которую в дальнейшем будем считать малой по сравнению с характерной частотой колебаний резонатора ω . В этом случае удельная, отнесенная к единице длины осевой линии резонатора кинетическая энергия тонкого упругого кольца выражается в виде

$$T = \frac{1}{2} \rho R S \left[(\dot{v} + \Omega(w + R))^2 + (\dot{w} - \Omega v)^2 \right], \quad (1)$$

где ρ, R, S – соответственно плотность материала, радиус и площадь поперечного сечения резонатора. Здесь и далее точкой обозначена производная по времени t .

Энергия деформации единицы объема резонатора (плотность потенциальной энергии)

$$P = \frac{1}{2} \zeta (v' - w'')^2 \quad (2)$$

при учёте условия нерастяжимости срединной линии кольцевого резонатора, дающего уравнение связи, где

$$\zeta = \frac{EI}{R^3} \text{ – жесткость изгибных колебаний резонатора; } E \text{ –}$$

модуль Юнга; I – момент инерции поперечного сечения кольца; условие нерастяжимости срединной линии кольцевого резонатора задается уравнением связи

$$v' + w = 0, \quad (3)$$

В [7] показано, что торсионы имеют нелинейную характеристику сил упругости, описываемую линейно-кубической аппроксимацией. Предполагая, что жесткости торсионов равны, представим потенциальную энергию деформации торсионов в виде

$$P = \frac{1}{2} c_1 \psi(\theta) w^2 + \frac{1}{4} c_3 \psi(\theta) w^4, \quad (4)$$

$$\psi(\theta) = \begin{cases} 1, & \frac{\pi}{8} + \frac{\pi}{4}(k-1) - \frac{h_T}{2R} < \theta \leq \frac{\pi}{8} + \frac{\pi}{4}(k-1) + \frac{h_T}{2R}, \\ 0, & \frac{\pi}{8} + \frac{\pi}{4}(k-1) + \frac{h_T}{2R} < \theta \leq \frac{\pi}{8} + \frac{\pi}{4}k - \frac{h_T}{2R}, \end{cases}$$

где c_1 – жесткость торсионов; c_3 – коэффициент, характеризующий нелинейность жесткости торсиона; h_T – толщина торсиона; $k = 1, 2, \dots, 8$.

Раскладывая функции $\psi(\theta)$ в ряд Фурье по окружному углу θ и ограничиваясь первыми членами разложения, получим

$$c_1 = c_{11} - c_{12} \cos 8\theta, \quad c_3 = c_{31} - c_{32} \cos 8\theta, \quad (5)$$

$$\text{где } c_{11} = \frac{4h_T c_1}{\pi R}, \quad c_{12} = \frac{2c_1}{\pi} \sin\left(\frac{4h_T}{R}\right),$$

$$c_{31} = \frac{4h_T c_3}{\pi R}, \quad c_{32} = \frac{2c_3}{\pi} \sin\left(\frac{4h_T}{R}\right).$$

Внутреннее трение в системе описываем с помощью модели Кельвина–Фойгта. Введём диссипативную функ-

цию Рэлея, которая по структуре аналогична потенциальной энергии упругой деформации резонатора (2) и торсионов (4):

$$\Psi = \frac{1}{2} \left[\frac{E_* I}{R^3} (\dot{v}' - \dot{w}'')^2 + c_* \dot{w}^2 \right], \quad (6)$$

где E_* – вязкоупругий модуль материала резонатора; c_* – вязкоупругая жесткость торсионов. Учитывая, что резонатор изготовлен из материала с низким уровнем внутренних потерь, в функции Рэлея опущены малые нелинейные слагаемые.

Для используемой схемы управления колебаниями, ток можно задать формулой

$$i = \begin{cases} I_1(t), & -\frac{\pi}{8} \leq \theta \leq \frac{\pi}{8}, \quad \frac{7\pi}{8} \leq \theta \leq \frac{9\pi}{8}, \\ I_2(t), & \frac{\pi}{8} \leq \theta \leq \frac{3\pi}{8}, \quad \frac{9\pi}{8} \leq \theta \leq \frac{11\pi}{8}, \\ 0, & \frac{3\pi}{8} \leq \theta \leq \frac{7\pi}{8}, \quad \frac{11\pi}{8} \leq \theta \leq \frac{15\pi}{8}. \end{cases}$$

Удельная плотность сил управления определяется формулой:

$$F = iBR, \quad (7)$$

где B – магнитная индукция поля, в которое помещён резонатор.

Раскладывая ток в ряд Фурье по окружному углу и ограничиваясь первыми членами разложения, получим

$$\tilde{i} = \frac{I_1(t) + I_2(t)}{4} + \frac{\sqrt{2}I_1(t)}{\pi} \cos 2\theta + \frac{\sqrt{2}I_2(t)}{\pi} \sin 2\theta.$$

После нормирования на коэффициент ρRS удельный лагранжиан $L = T - P$ с учетом выражения кинетической энергии резонатора (1), потенциальной энергии резонатора (2) и торсионов (4), уравнения связи (3) с неопределённым множителем Лагранжа $\lambda(t, \theta)$ и выражения для управляющего воздействия (7), примет вид:

$$L = \frac{1}{2} \left\{ (\dot{v} + R\Omega + \Omega w)^2 + (\dot{w} - \Omega v)^2 \right\} - \frac{1}{2} \chi^2 \left\{ (v' - w'')^2 \right\} - \frac{1}{2} \zeta \chi^2 w^2 + c_1^* w + c_3^* w^3 - \frac{\lambda}{\rho SR} (v' + w) - \frac{\tilde{i}B}{\rho S} w, \quad (8)$$

здесь введены параметры

$$\chi^2 = \frac{EI}{\rho SR^4}, \quad \zeta \chi^2 = \frac{c}{\rho SR}, \quad c_1^* = \frac{c_1}{\rho RS}, \quad c_3^* = \frac{c_3}{\rho RS}. \quad (9)$$

характеризующие упругие свойства резонатора с системой поддерживающих торсионов; λ – неопределенный множитель Лагранжа, отвечающий уравнению связи (3).

Применяя вариационный принцип Гамильтона, пренебрегая слагаемыми, содержащими малые величины $\dot{\Omega}$ и Ω^2 , получим уравнения движения кольца с учетом диссипации и сил управления, приложенных к нему:

$$\begin{aligned} \ddot{v} + 2\Omega\dot{w} - \zeta^*(v'' - w''') - \gamma_1^*(\dot{v}'' - \dot{w}''') - \frac{\lambda'}{\rho RS} &= 0, \\ \ddot{w} - 2\Omega\dot{v} - \zeta^*(v''' - w^{IV}) - \gamma_1^*(\dot{v}''' - \dot{w}^{IV}) + \gamma_2^*\dot{w} + & \\ + c_1^*w + c_3^*w^3 + \frac{\lambda}{\rho RS} + \frac{\tilde{i}B}{\rho S} &= 0, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\text{где } \zeta^* = \frac{\zeta}{\rho RS}, \quad \gamma_1^* = \frac{\gamma_1}{\rho RS}, \quad \gamma_2^* = \frac{\gamma_2}{\rho RS}.$$

Для того чтобы исключить неопределенный множитель Лагранжа λ в системе (10), продифференцируем по θ второе уравнение и сложим с первым. Полученное уравнение, в которое уже не входит λ , продифференцируем еще раз по θ и, учитывая условие нерастяжимости срединной линии (3), получаем уравнение нормального прогиба резонатора

$$\begin{aligned} \ddot{w}'' - \dot{w} + 4\Omega\dot{w} + \zeta^*(w^{IV} + 2w^{IV} + w'') + \gamma_1^*(\dot{w}^{IV} + & \\ + 2\dot{w}^{IV} + \dot{w}'') + \gamma_2^*\dot{w}'' + (c_1^*w)'' + (c_3^*w^3)'' + \tilde{i}'' \frac{B}{\rho S} &= 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Решение уравнения (11) будем искать в одномерном приближении по второй форме колебаний с помощью метода Бубнова – Галеркина для функции нормального прогиба в виде:

$$w = f(t) \cos 2\theta + g(t) \sin 2\theta, \quad (12)$$

где $f = f(t)$, $g = g(t)$ – искомые функции времени.

После подстановки (12) в уравнение для нормального прогиба (11) и применения процедуры Бубнова – Галеркина, получим систему нелинейных дифференциальных уравнений, описывающую колебания кольцевого резонатора ВТГ:

$$\begin{aligned} \ddot{f} + \omega^2 f + \gamma \dot{f} - \nu \dot{g} + \xi(f^2 + g^2)f + \eta(f^2 - 3g^2)f &= \varsigma I_1, \\ \ddot{g} + \omega^2 g + \gamma \dot{g} + \nu \dot{f} + \xi(f^2 + g^2)g + \eta(g^2 - 3f^2)g &= \varsigma I_2, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \text{где } \omega^2 &= \frac{4}{5} \left(9\zeta^* + \frac{c_{11}}{\rho RS} \right), \quad \gamma = \frac{4}{5} (9\gamma_1^* + \gamma_2^*), \quad \nu = \frac{8\Omega}{5}, \quad \xi = \frac{3c_{31}}{5\rho RS}, \\ \eta &= \frac{9c_{32}}{5\rho RS}, \quad \varsigma = -\frac{4\sqrt{2}B}{5\rho RS}. \end{aligned}$$

III. Влияние нелинейной жесткости подвеса на динамику кольцевого резонатора

Полученная система (13) нелинейных дифференциальных уравнений, описывает динамику резонатора в одно-модовом приближении. В уравнении (13) первые пять слагаемые совпадают со слагаемыми уравнений, полученных в [3]. Правые части уравнения (13) совпадают со слагаемыми уравнений (7), полученных в статье [6]. Слагаемые $\xi(f^2 + g^2)f$, $\xi(f^2 + g^2)g$ характерны для гироскопов класса обобщенного маятника Фуко [8] и указывают на наличие дрейфа гироскопа. Также эти слагаемые указывают на возможность срыва колебаний [9]. В [3] коэффициент ξ получен при учете нелинейных свойств материала гироскопа, а в данной статье при учете нелинейной жесткости подвеса. Нелинейные слагаемые $\eta(f^2 - 3g^2)f$, $\eta(g^2 - 3f^2)f$ в уравнениях движения приводят к систематическим погрешностям гироскопа. Отметим, что для гироскопа кольцевым резонатором, поддерживаемым шестнадцатью торсионами, уравнения имеют вид (13) при параметре $\eta = 0$.

При помощи метода усреднения Крылова–Боголюбова получены дифференциальные уравнения, описывающие медленно изменяющиеся параметры волновой картины колебаний резонатора в различных режимах функционирования. Исследованы режимы свободных, вынужденных и управляемых колебаний, в резонансном и нерезонансном случаях. Предложена методика идентификации параметров системы по измерениям медленных переменных в различных режимах функционирования гироскопа. Показано, что систематические погрешности в измерениях гироскопа из-за нелинейной жесткости упругого подвеса могут быть оценены и скомпенсированы в бортовом вычислителе.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрен микромеханического кольцевой гироскоп с нелинейной жесткостью подвеса. Показано, что торсионы вызывают кубическую нелинейность. Если кольцо поддерживается шестнадцатью торсионами с нелинейной жесткостью, то уравнения совпадают с известными, которые вызывают дрейф гироскопа, а также сдвиг частоты колебаний и их срыв. В случае восьми торсионов появляется дополнительная кубическая нелинейность вызывающая дополнительный дрейф гироскопа.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Распопов В.Я., Ершов Р.В. Волновые твердотельные гироскопы с кольцевым резонатором // Датчики и системы, 2009. № 5. С. 61–72.
- [2] Журавлев В.Ф., Климов Д.М. Волновой твердотельный гироскоп. М.: Наука, 1985, 125 с.
- [3] Меркурьев И.В., Подалков В.В. Динамика микромеханического и волнового твердотельного гироскопов. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 228 с.
- [4] Северов Л.А., Пономарев В.К., Панферов А.И., Овчинникова Н.А. Модель динамики микромеханических гироскопов на основе кольцевого резонатора в упругом подвесе // Изв. ВУЗов. Приборостроение. 2014. Т. 57. № 10. С. 42–46.
- [5] Кирсанов М.Н. Жесткость торсионной подвески микромеханического волнового твердотельного гироскопа // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2015. № 3. С. 18–22.
- [6] Тимошенко С.П., Анчутин С.А., Плеханов В. Е., Кочурина Е. С., Тимошенко А.С., Зуев Е. В. Разработка математического описания кольцевого резонатора микрогироскопа // Нано- и микросистемная техника. 2014. №5. С. 18–25.
- [7] Евстифеев М.И. Упругие подвесы инерционных тел в точном приборостроении // Гироскопия и навигация. 2007. №2. С. 63–67.
- [8] Журавлев В.Ф. Управляемый маятник Фуко как модель одного класса свободных гироскопов // Изв. РАН МТТ. 1997. №6. С. 27–35.
- [9] Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В. Нелинейные эффекты в динамике цилиндрического резонатора ВТГ // Гироскопия и навигация. 2015. № 1. С. 71–80.

Фазовый метод измерения выходного сигнала одномассового ММГ как способ улучшения его характеристик*

А.С. Ковалёв

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Санкт-Петербург, Россия
askovalev@gmail.com

Аннотация — Предлагается метод определения угловой скорости в микромеханическом гироскопе за счет выделения изменения фазы первичных и вторичных колебаний ротора гироскопа, а не за счет выделения огибающей вторичных колебаний. Приведены теоретические и экспериментальные результаты испытаний, подтвердившие принципиальную возможность использования такого способа измерения угловой скорости. Показано, что фазовый метод обладает рядом преимуществ по отношению к синхронному детектированию.

Ключевые слова — ММГ; МЭМС-гироскоп; обработка сигнала; поворотный стол; испытания гироскопа; внешние воздействия; квадратурный сигнал

I. ВВЕДЕНИЕ

Современные микромеханические гироскопы, представленные на рынке, являются датчиками угловых скоростей, построенными по схемам кориолисовых вибрационных гироскопов различных конструкций [1]. Высокая конкуренция и перспективы массового применения микромеханических датчиков [2] в повседневных задачах ставят перед производителями ключевые задачи: повышение их устойчивости к внешним воздействующим факторам [3, 4, 13], повышение точности и выхода годных изделий [5, 7]. Традиционные методы решения таких задач заключаются в повышении собственных частот конструкций свыше 60 кГц [6], применении многомассовых конструкций [7, 8, 9, 14], повышении требований к электронным блокам измерения сигналов и управления, разработке высокоточных схем измерения сверхмалых емкостей порядка 50 пФ/√Гц [10], разработке более сложных алгоритмов обработки сигналов, применении средств защиты от внешних воздействий на уровне корпуса датчика [11]. При этом на этапе серийного изготовления также следует учитывать требования по обеспечению приемлемого выхода годных датчиков с заданными параметрами качества.

В статье рассматривается подход, основанный на обработке информационных сигналов одномассового МЭМС-гироскопа о движении его ротора по осям первичных и вторичных колебаний. В отличие от синхронного детектирования, восстанавливающего информацию об угловой скорости из огибающей сигнала вторичных колебаний ротора гироскопа, предлагаемый метод основан на получении сигнала об угловой скорости из соотношения фазы первичных и вторичных колебаний.

В настоящее время характеристики узлов МЭМС-гироскопов достигли столь высокого уровня, что дальнейшее их улучшение представляется сложной задачей. В связи с этим развитие альтернативных методов обработки сигналов МЭМС-гироскопа, снижающих требования к первичным преобразователям, технологии изготовления чувствительных элементов и улучшающих эксплуатационные и точностные характеристики, является актуальной и востребованной задачей.

Ожидаемыми теоретическими преимуществами МЭМС-гироскопа с фазовым методом измерения являются:

- повышенная стойкость к воздействию внешних факторов: ударов, вибраций, акустических шумов, перегрузок и температур – за счет исключения из погрешности измерения угловой скорости составляющих, влияющих только на измерение амплитуды вторичных колебаний и не влияющих на их фазу;
- низкая чувствительность точности показаний гироскопа к точности стабилизации кинетического момента ротора гироскопа;
- низкая чувствительность точности показаний гироскопа к величине и шумам «квадратурного сигнала»;
- повышение выхода годных изделий за счет существенного снижения требований к технологии изготовления чувствительных элементов ММГ и их отбраковки по уровню «квадратурного сигнала».

В докладе приводится теория и экспериментальные результаты реализации фазового метода измерения угловой скорости в одномассовом ММГ и показаны перспективы его использования по сравнению с традиционно применяемым способом синхронного детектирования [1].

II. ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДА

Динамика ротора рассматриваемого одномассового дискового МЭМС-гироскопа описывается известными упрощенными соотношениями по осям первичных и вторичных колебаний [12]:

$$J_z \ddot{\gamma} + \mu_\gamma \dot{\gamma} + c_\gamma \gamma = M_Z, \quad (1)$$

$$J_x \ddot{\alpha} + \mu_\alpha \dot{\alpha} + c_\alpha \alpha = M_X, \quad (2)$$

где J_x, J_z – моменты инерции ротора относительно осей X и Z соответственно; α, γ – углы отклонения ротора ММГ относительно осей X и Z соответственно; μ_α, μ_γ – коэффициенты демпфирования колебаний ротора относительно осей X и Z соответственно; c_α, c_γ – жесткости подвеса ротора ММГ относительно осей X и Z соответственно; M_X, M_Z – моменты внешних сил относительно осей X и Z .

К моментам внешних сил относительно оси Z относят момент двигателя, создающего первичные колебания инерционной массы с заданной величиной и стабильностью кинетического момента. К моментам внешних сил относительно оси X , как правило, относят моменты сил Кориолиса M_{Cor} и прочие паразитные с точки зрения определения угловой скорости моменты. Анализ же полных уравнений динамики при наличии первичных колебаний гармонического вида показывает, что эти паразитные моменты можно разделить на следующие группы:

- моменты M_q и M_{Cor} , модулированные основной гармоникой первичных колебаний ЧЭ и синфазные с угловой скоростью первичных колебаний;
- моменты M_s , модулированные основной гармоникой первичных колебаний ЧЭ, фаза которых отличается на 90° , синфазные по отношению к углу первичных колебаний и квадратурные по отношению к угловой скорости первичных колебаний и, соответственно, к моменту сил Кориолиса;
- прочие моменты M_{other} .

Таким образом, суммарный момент M_X может быть переписан в виде [12]

$$M_X = M_s \sin(v_\gamma t) + (M_q + M_{Cor}(\omega_Y)) \cos(v_\gamma t) + M_{other}, \quad (3)$$

где v_γ – собственная частота первичных колебаний, ω_Y – угловая скорость движения основания.

Отбросив из рассмотрения прочие моменты, фильтруемые механической системой, выражение для суммарного момента можно представить в виде:

$$M_X(\omega_Y) = M(\omega_Y) \cos(v_\gamma t + \varphi(\omega_Y)), \quad (4)$$

$$M(\omega_Y) = \sqrt{(M_q + M_{Cor}(\omega_Y))^2 + M_s^2}, \quad (5)$$

$$\varphi(\omega_Y) = \arctg\left(\frac{M_q + M_{Cor}(\omega_Y)}{M_s}\right) - \frac{\pi}{2}, \quad (6)$$

где $\varphi(\omega_Y)$ – фаза сигнала суммарного момента, действующего по оси X .

Важным в выражениях (1)–(6) является то, что в отличие от модели идеального микромеханического гироскопа с отсутствующими перекрестными связями между каналами первичных и вторичных колебаний, кроме момента сил Кориолиса, в реальном гироскопе всегда имеются паразитные моменты, вызванные неточностями изготовления. Например, такие моменты порождаются перекосом главной оси ротора гироскопа или его динамическим дисбалансом. При стандартной процедуре выделения полезной информации эти моменты являются вредными и являются причинами отбраковки датчиков [5]. Однако именно в этом случае в реальном гироскопе действующая скорость основания оказывает влияние не только на амплитуду вторичных колебаний, но и на их фазу [12].

Исследуемый в статье фазовый метод измерения основан на оценке угловой скорости основания, действующей на гироскоп, по сигналу изменения фазы вторичных колебаний по отношению к первичным колебаниям.

III. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

A. Описание экспериментальной установки

Схема экспериментальной установки для проверки теории показана на рис. 1. Для установки использовались макет МЭМС-гироскопа и стенд задания переменных угловых скоростей (turn table). Макет МЭМС-гироскопа включал в себя: чувствительный элемент МЭМС-гироскопа (SE) [15], плату преобразователя «емкость–напряжение» (testboard), многоканальную плату ЦАП-АЦП (ADC/DAC) для задания управления и съема информационных сигналов, компьютер для формирования систем управления реального времени и обработки информационных сигналов (PC).

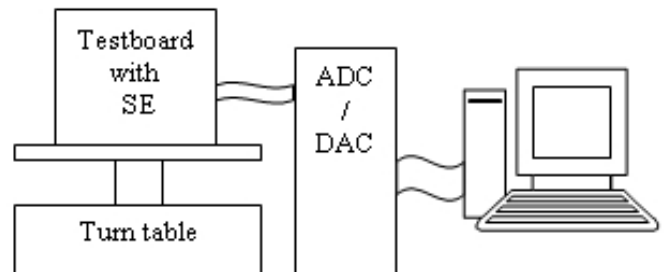


Рис. 1. Схема установки

На рис. 2 показан внешний вид установки, а на рис. 3 – ее функциональная схема.

Суть проводимых экспериментов заключалась в сравнении выделения сигнала МЭМС-гироскопа о скорости движения основания двумя детекторами: синхронным (SD) и фазовым (PD) при различных условиях работы. Для этого в ходе экспериментов при помощи двухканального преобразователя «емкость–напряжение» (C/V1 и C/V2) регистрировались сигналы датчиков первичных и вторичных колебаний (PO и SO) на этапах разгона, стабилизации амплитуды колебаний и выбега ротора после отключения системы управления первичными колебаниями (POCS). Собственная частота датчика составляла порядка 3 кГц,

частота работы системы управления – 40 кГц. Соотношение частот в макете невелико, что ограничивает точность выделения полезного сигнала и соотношение «сигнал–шум» для фазового метода. Тем не менее в макете этот уровень соизмерим с точностью синхронного детектирования и является достаточным для анализа результатов эксперимента. При этом следует помнить, что точность фазовых измерений может быть существенно увеличена за счет увеличения частоты работы схемы фазового детектора без ужесточения требований к шумам сигналов на его входе.

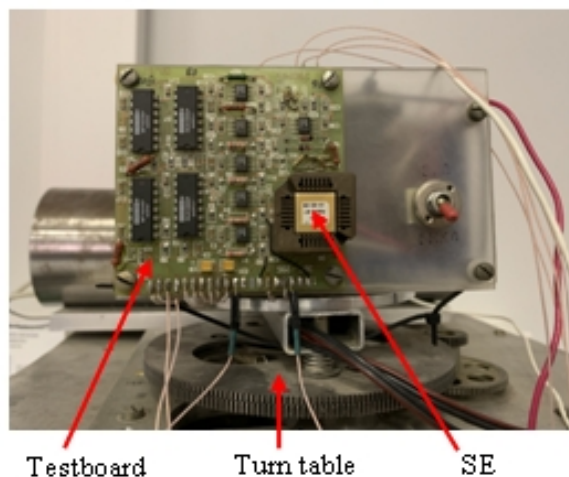


Рис.2. Внешний вид установки

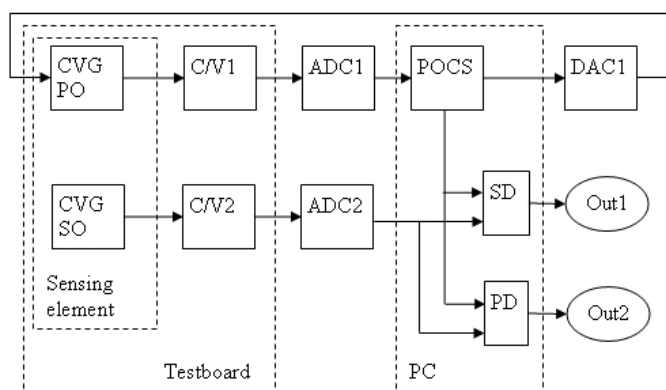


Рис. 3. Функциональная схема установки

В. Подтверждение работоспособности

На рис. 4 представлены результаты первого включения. На рисунке показана динамика процессов установления первичных и вторичных колебаний и сигналы с выходов синхронного и фазового детектора. До 1 с осуществляется разгон ротора ММГ до заданной амплитуды. Видно, что даже на неподвижном основании по оси вторичных колебаний наблюдается смещение нулевого сигнала МЭМС-гироскопа. Синхронный детектор настроен таким образом, что опорный сигнал для него берется из контура первичных колебаний, имеет единичную амплитуду и синфазен с их скоростью. В реальных гироскопах для снижения этой зависимости может осуществляться фазовая подстройка

опорного генератора, однако в данной работе этого не делается для наглядности некоторых экспериментальных результатов.

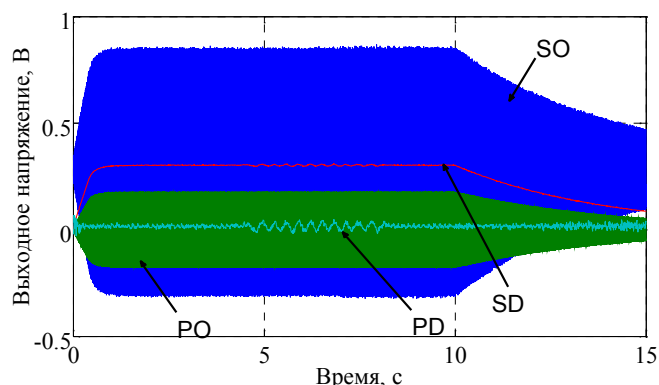


Рис. 4. Переходные процессы в каналах первичных колебаний, вторичных колебаний, синхронного детектора и фазового детектора

С 4 по 8 с вручную задавалась угловая скорость относительно оси чувствительности. Сигналы синхронного и фазового детектора приведены на рис. 5. Полученные результаты демонстрируют, что фазовый детектор действительно выделяет сигнал действующей угловой скорости, и экспериментально подтверждают работоспособность метода.

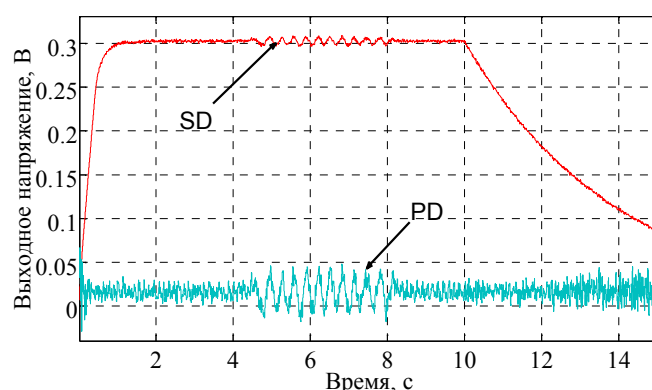


Рис. 5. Сигналы синхронного (SD) и фазового детекторов (PD)

С. Испытания на подвижном основании

В ходе повторного эксперимента использовался другой образец. Образец устанавливался на поворотный стол, который задавал воздействие с частотой 20 Гц и амплитудой 50°/с. В какой-то момент времени гироскоп включался и регистрировались графики переходных процессов в каналах возбуждения первичных колебаний и выходных сигналов, полученных при помощи синхронного и фазового детекторов (рис. 6. – общий вид, рис. 7 – разгон ротора, рис. 8 – выбег ротора). На графиках прослеживаются все 3 этапа работы схемы возбуждения первичных колебаний (разгон ротора, стабилизация колебаний и выбег ротора). При этом выходные сигналы синхронного и фазового детекторов показывают сигнал, пропорциональный действующей угловой скорости.

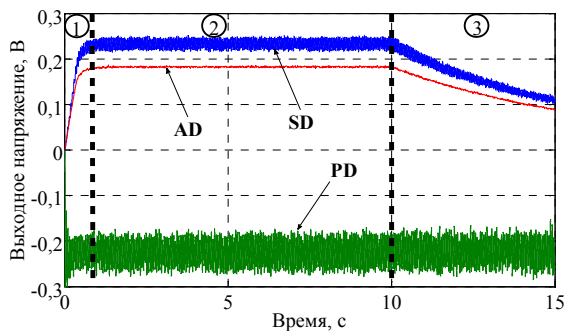


Рис. 6. Переходные процессы в каналах детектора амплитуды первичных колебаний (AD), синхронного детектора (SD) и фазового детектора (PD) на этапах разгона ротора (1), стабилизации амплитуды его колебаний (2) и выбега (3) при воздействии переменной угловой скорости основания

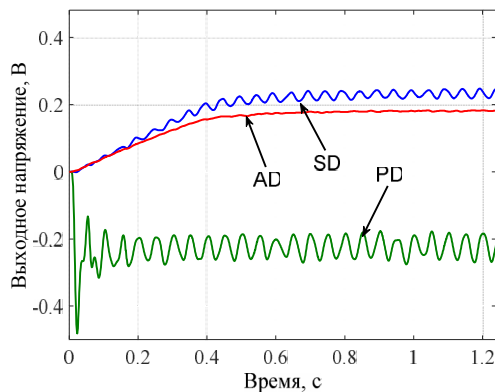


Рис. 7. Этап разгона ротора на подвижном основании (20 Гц, 50 °/с)

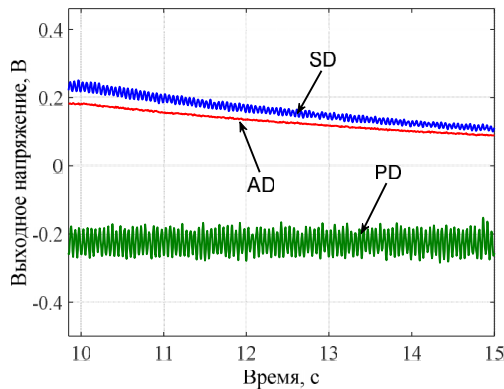


Рис. 8. Этап выбега ротора после отключения системы управления первичными колебаниями на подвижном основании (20 Гц, 50 °/с)

Полученные результаты продемонстрировали нечувствительность фазового метода измерения к величине кинетического момента. Так, традиционный метод демонстрирует изменение смещения нуля и масштабного коэффициента ММГ в зависимости от амплитуды первичных колебаний (кинетического момента), в то время как для фазового метода величины смещения нуля выходного сигнала и масштабного коэффициента устанавливаются в начальный момент времени и остаются стабильными независимо от амплитуды первичных колебаний. Также видно, что время

готовности датчика с фазовым методом измерения существенно сократилось.

D. Испытания при воздействии удара

В этом эксперименте ЧЭ подвергались механическим ударам двух типов: не вызывающим срыва первичных колебаний и приводящим к срыву первичных колебаний. Из-за нежесткой конструкции крепления чувствительного элемента к основанию удар задавался ручным способом путем короткого щелчка по корпусу чувствительного элемента.

Переходные процессы в МЭМС-гироскопе в случае воздействия ударов без срыва первичных колебаний показаны на рис. 9 (общий вид) и 10 (фрагмент). Для наглядности отсутствия срыва колебаний вместо сигнала амплитудного детектора канала первичных колебаний здесь приведены сам сигнал первичных колебаний (PO) и сигнал вторичных колебаний (SO). Удар задавался в районе 4-й секунды. Видно, что по оси вторичных колебаний возникли собственные колебания, которые отфильтровались обоими детекторами. При этом сигнал фазового детектора в момент удара фактически не изменился, в то время как сигнал синхронного детектора зарегистрировал ударное воздействие.

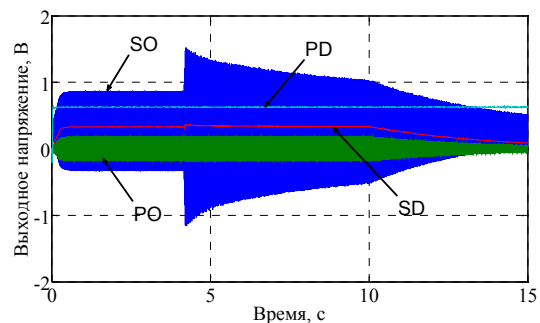


Рис. 9. График переходных процессов в ходе эксперимента без срыва первичных колебаний

Для демонстрации переходных процессов при срыве колебаний в следующем эксперименте пришлось расстроить фазу управления первичными колебаниями, что привело к изменению смещения нуля синхронного и фазового детектора, однако сделало МЭМС-гироскоп более восприимчивым к ударным воздействиям. При этом чувствительность гироскопа к угловой скорости сохранилась (см. рис. 4).

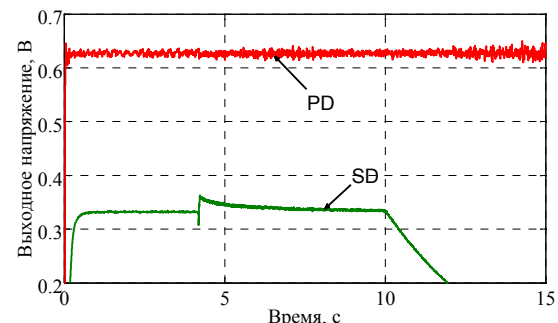


Рис. 10. Фрагмент графика переходных процессов в ходе эксперимента без срыва первичных колебаний

Переходные процессы в МЭМС-гироскопе в случае срыва первичных колебаний показаны на рис. 11. Этот эксперимент также демонстрирует, что сигнал фазового детектора восстанавливается существенно быстрее, чем синхронного.

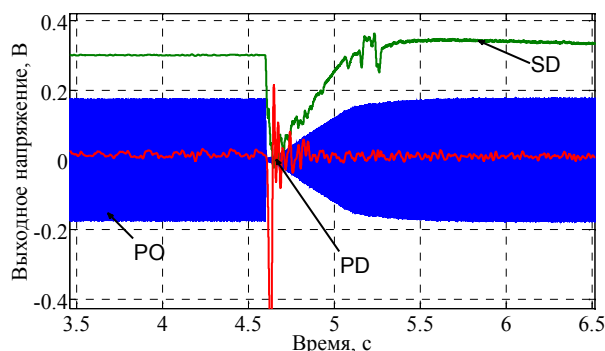


Рис. 11. Фрагмент графиков переходных процессов МЭМС-гироскопа в момент удара

IV. ВЫВОДЫ

В статье предложено использовать альтернативный метод выделения полезного сигнала по отношению к применяемому синхронному детектированию, основанный на использовании соотношения фаз первичных и вторичных колебаний. Приведена модель, поясняющая зависимость сдвига фазы сигналов от угловой скорости, действующей на датчик. Предварительные экспериментальные результаты применения фазового метода измерения скорости в МЭМС-гироскопе показали работоспособность метода. Экспериментально подтверждена работоспособность датчика при гармонических воздействиях угловой скорости основания.

Полученные теоретические и экспериментальные результаты, позволяют утверждать, что предложенный метод выделения полезного сигнала в конструкциях датчиков, описываемых приведенными уравнениями динамики (1)–(3), обладает следующими преимуществами:

- низкой чувствительностью точности показаний гироскопа к стабильности кинетического момента гироскопа;
- сокращенным временем готовности датчика без потери точности измерений;
- пониженной чувствительностью к механическим внешним воздействиям и быстрым временем восстановления сигнала в случае срыва колебаний;
- низкой чувствительностью к погрешностям измерения амплитуды вторичных колебаний системами съема показаний.

Предложенный метод позволяет:

- снизить требования отбраковки датчиков после изготовления по уровню нулевого сигнала вторичных

колебаний на неподвижном основании, повышая выход годных датчиков;

- снизить требования к точности преобразователей «емкость–напряжение», что открывает новые перспективы по повышению точности датчиков за счет увеличения частоты обработки сигналов, а не за счет повышения точности первичных преобразователей.

Приведенные результаты являются предварительными для демонстрации возможностей применения информации о фазе первичных и вторичных колебаний ротора МЭМС-гироскопа в качестве информационного сигнала для улучшения его характеристик как самостоятельно, так и при совместной обработке со стандартными методами.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] IEEE 1431-2004 – IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros.
- [2] Peshekhonov, V.G., Gyroscopic navigation systems: Current status and prospects, *Gyrosc. Navig.*, 2011, no. 2, pp. 111–118.
- [3] Acar, Cenk & Schofield, Adam & A. Trusov, Alexander & E. Costlow, Lynn & Shkel, A.M., Environmentally Robust MEMS Vibratory Gyroscopes for Automotive Applications, *Sensors Journal, IEEE*, 9, 2010, 1895–1906.
- [4] Nekrasov, Y.A., Pavlova, S.V., Moiseev, N.V., MEMS gyro vibration immunity and its measurement with TIRA shaker in, *IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC) Proceedings*, 2015, pp. 1763–1768.
- [5] Ковалев А.С., Логовская Е.В. Методы снижения влияния разбросов конструктивных параметров микромеханического гироскопа на его характеристики // X конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2009. С.362–369.
- [6] <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/adis16460.pdf>.
- [7] Acar, C., Shkel, A., MEMS Vibratory Gyroscopes: Structural Approaches to Improve Robustness, Springer Science & Business Media: Berlin, Germany, 2008.
- [8] Gao, Yang & Huang, Libin & Ding, Xukai & Li, Hongsheng, Design and Implementation of a Dual-Mass MEMS Gyroscope with High Shock Resistance, *Sensors*, 2018, 18, 1037.
- [9] Evstifeev, M. I., Eliseev D. P., Chelpanov, I. B., MEMS RR-Type Gyro with a Moving Electrode, *Gyroscopy and Navigation*, 2016, vol. 7, no. 2, pp. 152–158.
- [10] <https://www.si-ware.com/sensors-mems/>.
- [11] <https://www.sensonor.com/support/stim202/>.
- [12] Ковалев А.С. Управление первичными и вторичными колебаниями микромеханического гироскопа: дис. ... канд. техн. наук: ФГУП ЦНИИ «Электронприбор», ГИЦ. Санкт-Петербург. 2008. 158 с.
- [13] Некрасов Я.А., Моисеев Н.В., Беляев Я.В., Павлова С.В., Люкшонков Р.Г. Влияние поступательных вибраций, ударов и акустических помех на характеристики микромеханического гироскопа // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. № 2 (93). С. 56–67.
- [14] Евстифеев М.И., Елисеев Д.П. Оптимизация конструкции подвижного электрода микромеханического гироскопа RR-типа // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 2 (97). С. 66–76.
- [15] Баранова Е.А., Евстифеев М.И., Елисеев Д.П. Моделирование воздействия поступательных вибраций на микромеханический гироскоп RR-типа компенсационного преобразования // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 3 (98). С. 86–96.

Математическое моделирование нелинейной динамики компонентов наноэлектромеханических датчиков с учетом тепловых, электрических и шумовых воздействий*

И.В. Папкова

Саратовский государственный технический университет им. Ю.А. Гагарина, Саратов
ikravzova@mail.ru

В.А. Крысько

Саратовский государственный технический университет им. Ю.А. Гагарина, Саратов
tak@san.ru

М.А. Барулина

Институт проблем точной механики и управления РАН, Саратов
marina@barulina.ru

А.В. Крысько

Саратовский государственный технический университет им. Ю.А. Гагарина, Саратов
anton.krisko@gmail.com

Аннотация — Построена математическая модель колебаний компонентов наноэлектромеханических датчиков на примере нанобалки, соединенной с электродом на малом расстоянии, и находящейся в стационарном температурном поле, под действием силы Казимира, поперечной знакопеременной нагрузки и аддитивного цветного шума. Геометрическая нелинейность учитывается по теории Кармана. В частном случае исследована зависимость сила Казимира – прогиб упругой предварительно нагретой балки.

Ключевые слова — НЭМС, математическая модель, нанобалка, размерно-зависимый параметр, сила Казимира, модифицированная моментная теория, хаос, геометрическая нелинейность, ляпуновские показатели, Фурье-спектр, фазовый портрет

I. ВВЕДЕНИЕ

Наноэлектромеханические устройства (НЭМС) – это следующий шаг в развитии микродатчиков (МЭМС). НЭМС-устройства обладают уникальными свойствами, которые определяют их актуальность для практического применения, такие как низкая масса, высокая электрическая прочность, высокие резонансные частоты, квантовые эффекты, большое отношение поверхности к объему. Сфера потенциального применения НЭМС очень широка – в фундаментальных и практических научных исследованиях в различных областях физики, биологии, химии, медицины (диагностика, клеточная нано- и микрохирургия, доставка лекарств в пораженное место организма), в электронной промышленности, в криминологии. Но, в то время как теория и практика создания и исследования микроэлектромеханических устройств с учетом различных возмущающих факторов к настоящему времени достаточно хорошо разработана, математическое обеспечение наноприборостроения только разрабатывается.

Условия эксплуатации НЭМС и МЭМС, такие как температурные воздействия, электростатические поля, наличие вибрационных и шумовых воздействий, во многом пересекаются, но, в связи с сверхмалыми размерами НЭМС датчиков, эти возмущающие факторы будут ока-

зывать на НЭМС устройства более значительное воздействие, чем на МЭМС. При этом для НЭМС становятся существенными эффекты, не наблюдаемые или несущественные для МЭМС устройств. К таким эффектам относятся квантовые эффекты, например, эффект Казимира, так как давление, создаваемое им, оказывается сравнимым с атмосферным при расстоянии 10 нм. Поэтому при исследовании динамики компонентов НЭМС датчиков необходимо учитывать не только условия его эксплуатации, но влияние специфических для нанообъектов эффектов.

В настоящее время не существует единого подхода к построению и исследованию нелинейной динамики компонентов НЭМС устройств с учетом вышеперечисленных факторов.

Целью работы является постановка задач и формулирование проблем, которые возникают при моделировании нелинейной динамики компонентов нанодатчиков с учетом условий их эксплуатации и эффектов, возникающих при сверхмалых размерах: температурные и шумовые воздействия, геометрическую нелинейность, эффект Казимира.

II. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Рассматриваемая структура из балки и электрода представляет собой двумерную область пространства R^2 с декартовой системой координат, введенной следующим образом: в теле балки фиксируется линия приведения, называемая срединной линией $z = 0$, ось OX направлена слева направо вдоль срединной линии, ось OZ – вниз, перпендикулярно OX . В декартовой системе координат балка, как двумерная область Ω определяется следующим образом:

$$\Omega = \left\{ x \in [0, a]; -\frac{h}{2} \leq z \leq \frac{h}{2} \right\}, \quad 0 \leq t \leq \infty.$$

Используются следующие гипотезы: тело балки упругое, изотропное; геометрическая нелинейность вводится по модели Кармана [3]; соотношения получены на базе модифицированной моментной теории упругости с учетом модели Эйлера-Бернулли.

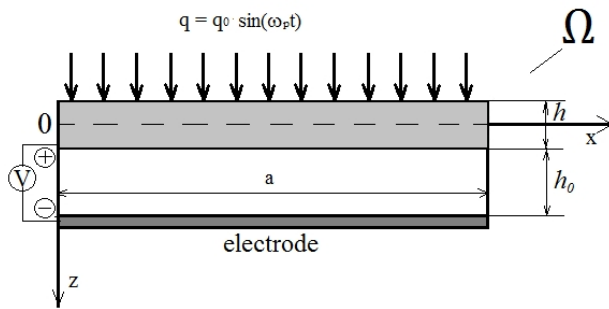


Рис. 1. Расчетная схема

Общая теория получена на базе принципа Гамильтона, согласно которому

$$\int_{t_0}^{t_1} (\delta K - \delta \Pi + \delta^* W) dt = 0,$$

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. Основываясь на модифицированной теории моментных напряжений, представленной Yang и др. [4] плотность энергии деформации является функцией как тензора напряжений (сопряженного с тензором деформации), так и тензора кривизны (сопряженного с тензором моментных напряжений). В том или ином деформированном изотропном линейном эластичном материале, находящемся в области Ω , энергия деформации Π выражается формулой:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_{\Omega} (\sigma_{ij} \varepsilon_{ij} + m_{ij} \chi_{ij}) d\Omega \quad (i, j = 1, 2, 3),$$

где σ_{ij} является тензором напряжений Коши, ε_{ij} является тензором деформаций, m_{ij} представляет собой девиаторную составляющую тензора моментных напряжений, а χ_{ij} — симметричный тензор кривизны. Эти тензоры определяются формулами:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} (\nabla_i u_j + (\nabla_j u_i)^T),$$

$$\chi_{ij} = \frac{1}{2} (\nabla_i \theta_j + (\nabla_j \theta_i)^T), \quad \theta_i = \frac{1}{2} (rot(u))_i$$

здесь u_i представляет компоненты вектора смещения u , θ является бесконечно малым вектором вращения с компонентами θ_i и δ_{ij} символ Кронекера. Для линейного изотропного упругого материала напряжения, вызванные кинематическими параметрами, входящими в выражение для плотности энергии деформация, определяются следующими уравнениями состояния:

$$\sigma_{ij} = \lambda \varepsilon_{mm} \delta_{ij} + 2\mu \varepsilon_{ij}, \quad m_{ij} = 2\mu l^2 \chi_{ij},$$

где $\sigma_{ij}, \varepsilon_{ij}, m_{ij}$ и χ_{ij} обозначают компоненты классического тензора напряжений σ , тензора деформаций ε , девиаторной части симметричного тензора момента высшего порядка m и симметричной части тензора кривизны χ ,

соответственно, $\lambda = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}$, $\mu = \frac{E}{2(1+\nu)}$ – константы

Ламе, E, ν представляют собой соответственно модуль Юнга и коэффициент Пуассона для материала пластинки. l — это параметр шкалы длины материала, понимаемый как свойство материала, характеризующее эффект моментного напряжения. Этот параметр математически представляет собой квадрат отношения модуля искривления к модулю сдвига и может быть определен экспериментами для тонких цилиндров на кручение [5] или для тонких стержней на изгиб [6, 7] в микронном масштабе.

Далее, используя методы вариационного исчисления, получены системы дифференциальных уравнений теории гибких нанобалок с учетом стационарного температурного поля, сил Казимира, аддитивного цветного шума и поперечной знакопеременной нагрузки.

$$\begin{aligned} & - (1 + \bar{D}_1) \frac{\partial^4 \bar{w}}{\partial \bar{x}^4} + \\ & + \kappa^2 \left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \bar{x}^2} \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{x}} + \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \bar{x}^2} \frac{\partial \bar{u}}{\partial \bar{x}} + \frac{3}{2} \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \bar{x}^2} \left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{x}} \right)^2 \right) - \\ & - \kappa \frac{\partial^2 \bar{M}_t}{\partial \bar{x}^2} - \kappa^2 \frac{\partial}{\partial \bar{x}} \left\{ \bar{N}_t \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{x}} \right\} + \bar{q} + q_* + \frac{\bar{q}_k}{(1 - \bar{w})^4} = \quad (1) \\ & = \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \bar{t}^2} + \varepsilon \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{t}}, \\ & \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \bar{x}^2} + \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \bar{x}^2} \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{x}} - \frac{\partial \bar{N}_t}{\partial \bar{x}} = \frac{1}{\lambda^2} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \bar{t}^2} \end{aligned}$$

Температурное поле не задается, а определяется из решения уравнений теплопроводности с соответствующими краевыми условиями 1-го, 2-го, 3-го рода:

$$\frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial \bar{x}^2} + \lambda^2 \frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial \bar{z}^2} = 0. \quad (2)$$

III. ЧИСЛЕННЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ

Для сведения распределенной системы (1) к задаче Коши воспользуемся методом конечных разностей с аппроксимацией второго порядка точности. Задача Коши решается несколькими методами типа Рунге-Кутты. Шаг по времени выбирается из условия устойчивости решения.

В качестве примера рассмотрим прямоугольную в поперечном сечении жестко защемленную с обоих концов балку

$$\bar{w}(0, t) = \bar{w}(1, t) = \bar{u}(0, t) = \bar{u}(1, t) = \frac{\partial \bar{w}(0, t)}{\partial \bar{x}} = \frac{\partial \bar{u}(0, t)}{\partial \bar{x}} = 0 \quad (3)$$

и начальными условиями

$$\bar{w}(\bar{x}, 0) = 0, \quad \bar{u}(\bar{x}, 0) = 0, \quad \frac{\partial \bar{w}(x, 0)}{\partial t} = 0, \quad \frac{\partial \bar{u}(x, 0)}{\partial t} = 0 \quad (4)$$

с краевыми условиями для уравнения теплопроводности:

$$\begin{aligned} \bar{T}(x, z) &= \text{const}, \quad \bar{z} = -1/2, \quad 0 \leq \bar{x} \leq 1, \\ \bar{T}(x, z) &= 0, \quad \bar{z} = 1/2, \quad 0 \leq \bar{x} \leq 1, \\ \bar{T}(x, z) &= 0, \quad -1/2 \leq \bar{z} \leq 1/2, \quad \bar{x} = 1, \\ \bar{T}(x, z) &= 0, \quad -1/2 \leq \bar{z} \leq 1/2, \quad \bar{x} = 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Уравнения (1, 2), граничные (3, 5) и начальные (4) условия приведены к безразмерному виду с учетом: $\bar{x} = \frac{x}{a}$,

$$\begin{aligned} \bar{w} &= \frac{w}{h_0}, \quad \bar{u} = \frac{ua}{h_0^2}, \quad \bar{D}_1 = \frac{6l^2(1-2\nu)}{h^2(1-\nu)}, \quad \bar{q}_k = \hbar, \quad \frac{c\pi^2 a^4}{240D_0 h_0^5}, \quad \kappa = \frac{h_0}{h}, \\ \lambda &= \frac{a}{h}, \quad \bar{T} = \alpha T, \quad \gamma = \frac{l^2}{h^2}, \quad \bar{t} = \sqrt{\frac{D_0 h_0}{\rho a^4 h}} t, \quad \bar{N}_t = \frac{a^2 h^2}{D_0 h_0^2} N_t, \quad \bar{M}_t = \frac{ah^3}{D_0 h_0^2} M_t, \\ \bar{\varepsilon} &= \sqrt{\frac{\rho a^4 h}{D_0 h_0}} \varepsilon, \quad \bar{q} = \frac{a^4}{Eh_0 h^3} q, \quad \bar{q}_* = \frac{a^4}{Eh_0 h^3} q_*. \end{aligned}$$

где t - время; w, u - прогиб и функция перемещения по $0x$ соответственно; h - толщина пластинки; h_0 - расстояние между электродом и нанобалкой; q - параметр внешней равномерно распределенной нагрузки; ρ - плотность материала, a - длина балки, $\hbar$ - постоянная Планка, c - скорость света в вакууме, l - размерно-зависимый параметр, T - температура, N_t - температурные усилия, M_t - температурный момент, q_* - интенсивность цветного шума,

$$D_0 = \frac{Eh^3(1-\nu)}{12(1+\nu)(1-2\nu)} - \text{цилиндрическая жесткость.}$$

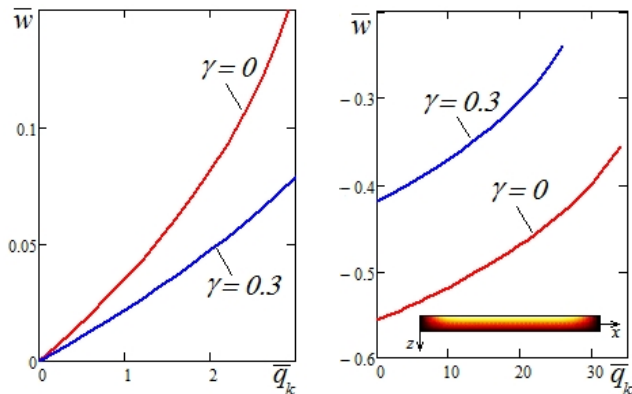


Рис. 2. Зависимость сила Казимира – прогиб балки

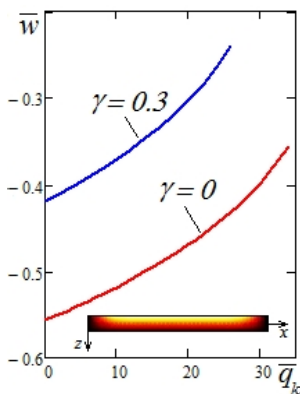


Рис. 3. Зависимость сила Казимира – прогиб балки, находящейся в стационарном температурном поле

На рис. 2 представлены графики прогиба балки от силы Казимира, в зависимости от учета размерно-зависимого параметра $l = 0; 0.3$. При увеличении размерно-зависимого параметра балка становится жестче. На рис. 3 представлены графики сила Казимира-прогиб для балки, предварительно нагретой до температуры $+25^\circ\text{C}$, находящейся в постоянном температурном поле (2, 5) и под действием силы Казимира $\bar{q}_k$. Также как в предыдущем случае, учет размерно-зависимого параметра приводит к увеличению жесткости балки. При сопоставлении результатов, приведенных на рис. 2 и 3 видно, что без учета температурного поля при увеличении силы Казимира прогиб балки увеличивается, а с учетом температуры - уменьшается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Построена математическая модель колебаний гибкой упругой однородной нанобалки, соединенной с электродом, находящейся в стационарном температурном поле, под действием Казимира, поперечной знакопеременной нагрузки и аддитивного цветного шума.
2. В частном случае исследована зависимость прогиба от силы Казимира гибкой упругой балки в двух случаях: 1. Балка находится под действием силы Казимира; 2. Балка предварительно нагрета и находится под действием силы Казимира. Выявлено, что без учета температурного поля при увеличении силы Казимира прогиб балки увеличивается, а с учетом температуры – уменьшается.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 18-41-700001 p_a.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Jia, X.L., Yang, J., Kitipornchai, S., Pull-in instability of geometrically nonlinear micro-switches under electrostatic and Casimir forces, *Acta Mech.*, 2011, vol. 218 (1), pp. 161–174.
- [2] Zand, M.M., Ahmadian, M.T., Dynamic pull-in instability of electrostatically actuated beams incorporating Casimir and van der Waals forces, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2010, vol. 224, Issue 9.
- [3] Karman, T., Festigkeitsprobleme in Maschinenbau, *Encyklo D Math. Wiss.*, 1910, no. 4 (4), pp. 311–385.
- [4] Yang, F., Chong, A.C.M., Lam, D.C.C., Tong, P., Couple stress based strain gradient theory for elasticity, *Int. J. Solids Struct.*, 2002, vol. 39, pp. 2731–2743.
- [5] Chong, A.C.M., Yang, F., Lam, D.C.C., Tong, P., Torsion and bending of micron-scaled structures, *J. Mater. Res.*, 2001, 16(4), pp. 1052–1058.
- [6] Krysko, A.V., Awrejcewicz, J., Zhigalov, M.V., Pavlov, S.P., Krysko, V.A., Nonlinear behaviour of different flexible size-dependent beams models based on the modified couple stress theory. Part 2. Chaotic dynamics of flexible beams, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 2017, 93, pp. 106–121.
- [7] Awrejcewicz, J., Krysko, A.V., Pavlov, S.P., Zhigalov, M.V., Krysko, V.A., Chaotic dynamics of size dependent Timoshenko beams with functionally graded properties along their thickness, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, 93, pp. 415–430.

Динамический регулятор по выходу датчика угловой скорости, построенный на основе методов инвариантных эллипсоидов*

Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова, Д.С. Гнусарев

Филиал ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус»
Россия, 410019, г. Саратов, ул. Осипова, д. 1

В.М. Никифоров, И.Ю. Быканов

ФГУП «НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина»
Россия, 117342, г. Москва, ул. Введенского, д. 1

Аннотация — В настоящей работе рассмотрена возможность улучшения показателей качества управления чувствительным элементом поплавкового двухстепенного гироскопа – датчика угловой скорости. Электронный блок датчика содержит номинальный регулятор, синтезированный методом желаемых частотных характеристик и представляющий собой последовательное соединение аperiodических и форсирующих звеньев. В данной работе для датчика угловой скорости синтезирован динамический регулятор по выходу на основе методов инвариантных эллипсоидов. Для двух типов регуляторов представлены результаты математического моделирования реакции чувствительного элемента на различные виды внешних воздействий. Сравнение результатов показывает преимущества динамического регулятора перед номинальным.

Ключевые слова — датчик угловой скорости; регулятор; инвариантные эллипсоиды; параметры качества управления

I. ВВЕДЕНИЕ

Прецизионные командные приборы систем управления должны обладать высокими параметрами качества управления, такими как перерегулирование, быстродействие, свойства колебательности системы, статическая ошибка. Одним из путей повышения качества управления является совершенствование алгоритмов управления.

Объектом исследования в настоящей работе является поплавковый двухстепенной гироскоп – датчик угловой скорости. Чувствительным элементом гироскопа является поплавок с размещенным в нем быстровращающимся ротором. Внутреннее пространство гироскопа заполнено жидкостью, таким образом обеспечивается гидростатическая разгрузка опор поплавка.

При наличии угловой скорости, направленной по оси чувствительности, возникает гироскопический момент и ось вращения ротора стремится совместиться с вектором угловой скорости, при этом поплавок поворачивается на некоторый угол. Датчик угла гироскопа преобразует этот угол в электрический сигнал. Проходя через блок электроники сигнал поступает на датчик момента, который создает момент, уравновешивающий гироскопический.

Электронный блок датчика угловой скорости содержит номинальный регулятор, синтезированный методом желаемых частотных характеристик и представляющий собой последовательное соединение аperiodических и форсирующих звеньев.

В настоящее время при решении задач синтеза регуляторов чаще всего в качестве внешних возмущений принимают белый шум и для его подавления применяют фильтр Калмана. В процессе работы в составе системы управления командные приборы подвергаются различным видам воздействий. Это могут вибрации, удары, радиационные воздействия.

Применение цифровой обратной связи позволяет использовать регуляторы различной структуры. В связи с этим предлагается синтезировать динамический регулятор по выходу датчика угловой скорости на основе методов инвариантных эллипсоидов. При построении такого регулятора вид возмущающего воздействия не конкретизируется. Вместо этого вводится ограничение воздействия по выбранной норме.

Цель данной работы – повышение показателей качества управления.

II. РЕЗУЛЬТАТЫ СИНТЕЗА ДИНАМИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА

Дифференциальное уравнение движения чувствительного элемента датчика угловой скорости имеет вид:

$$J \cdot \ddot{\beta}(t) + D \cdot \dot{\beta}(t) + K_{DM} \cdot I_{DM} = H \cdot \omega_{вх}(t), \quad (1)$$

где

J – момент инерции поплавка,

D – коэффициент демпфирования,

K_{DM} – крутизна датчика момента,

I_{DM} – ток датчика момента,

H – кинетический момент ротора,

β – угол отклонения поплавка,

ω – внешняя угловая скорость, направленная вдоль оси чувствительности.

Реализация математической модели датчика угловой скорости с номинальным регулятором показана на рис. 1.

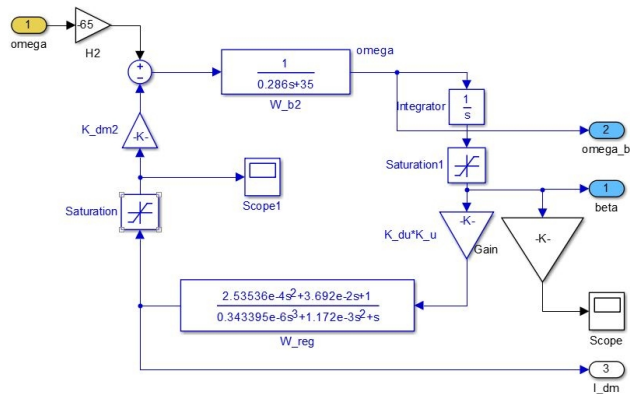


Рис. 1. Модель датчика угловой скорости с номинальным регулятором

Модель представляет собой замкнутую систему. На вход поступает внешняя угловая скорость, на выходе – угол отклонения поплавка и его угловая скорость. С целью получения нулевой статической ошибки углового отклонения чувствительного элемента математическая модель расширена введением дополнительного интегратора 1/s. Для удобства дальнейших действий перейдем к модели в пространстве состояний

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= A \cdot X(t) + B \cdot U(t) \\ Y(t) &= C \cdot X(t) \end{aligned} \quad (2)$$

Векторы состояния и управления имеют вид:

$$X = \begin{pmatrix} \beta_{\text{int}} \\ \beta \\ \dot{\beta} \end{pmatrix}, \quad U = \begin{pmatrix} \omega \\ I_{\text{DM}} \end{pmatrix},$$

Здесь β_{int} – введенная искусственно интегральная составляющая, определяемая по следующей формуле:

$$\dot{\beta}_{\text{int}} = K_{\text{du}} \cdot K_u \cdot \beta \quad (3)$$

Для разомкнутой системы без номинального регулятора получим соответствующие матрицы:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1402 & 0 \\ 0 & 0 & 3.497 \\ 0 & 0 & -122.4 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -65 & -570 \end{pmatrix},$$

$$C = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

Методика синтеза регулятора с построением инвариантных эллипсоидов, ограничивающих область устойчивости, приведена в работе [1].

Регулятор синтезируется в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{X}_r &= A_r \cdot X_r + B_r \cdot Y \\ U &= C_r \cdot X_r + D_r \cdot Y \\ X_r(0) &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

На рис. 2 показана полная модель, включающая систему с номинальным регулятором (DUS_original) и систему в пространстве состояний (DUS_model) с синтезированным регулятором по выводу (Regulator).

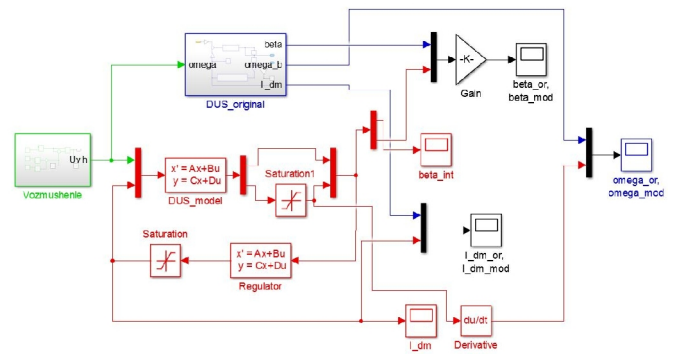


Рис. 2. Полная модель, включающая систему с номинальным регулятором и систему в пространстве состояний с синтезированным регулятором по выводу

Матрицы синтезированного динамического регулятора имеют вид:

$$A_r = \begin{pmatrix} -2275 & -58.54 & -1.8 \\ 220.1 & -2255 & 2.313 \\ 3.472 & 1.268 & -3132 \end{pmatrix}, \quad B_r = \begin{pmatrix} 1822 & 463.5 \\ -145.9 & 2159 \\ -7.694e5 & -1.819e6 \end{pmatrix},$$

$$C_r = (598.5 \quad -1138 \quad 4.891), \quad D_r = (886.7 \quad 4466)$$

Блок внешних возмущений имеет структуру, показанную на рис. 3. Это позволяет моделировать различные формы возмущающего воздействия.

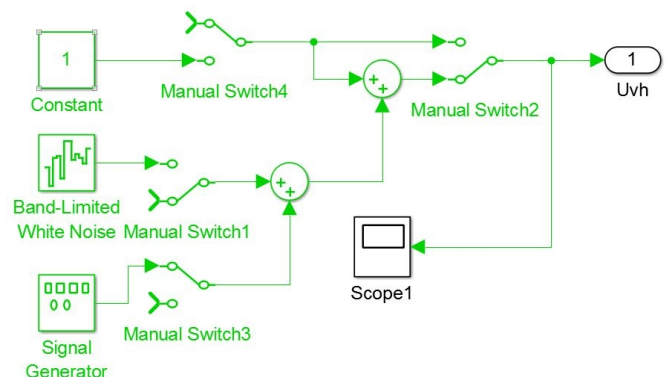


Рис. 3. Блок внешних возмущений

На рис. 4–8 представлены графики реакции чувствительного элемента на различные входные воздействия. Показаны переходные процессы при воздействиях в виде единичного ступенчатого сигнала, синусоидального сигнала, прямоугольных импульсов, «пилы» и комбинированного сигнала, собранного из константы, синуса и белого шума.

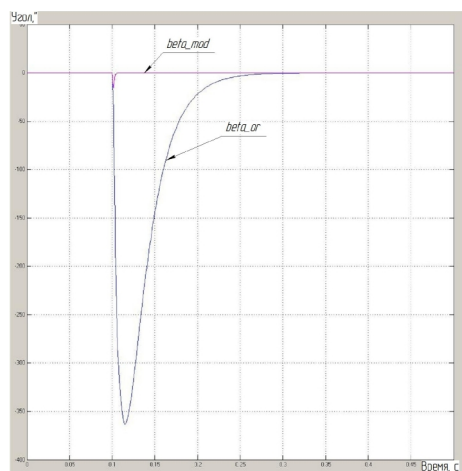


Рис. 4. Реакция на единичное ступенчатое воздействие

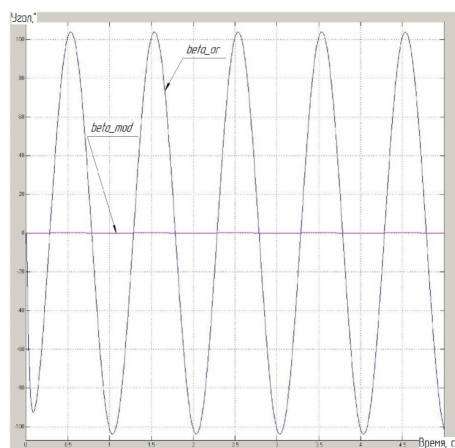


Рис. 5. Реакция на синусоидальный сигнал

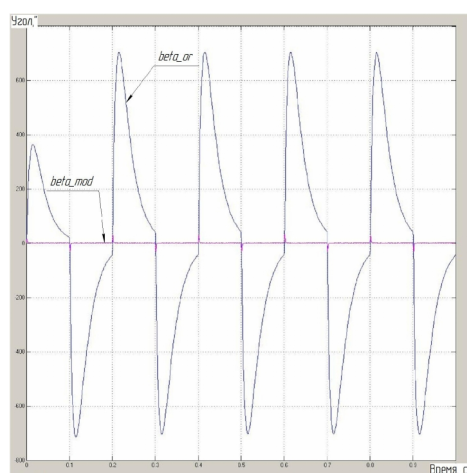


Рис. 6. Реакция на прямоугольный сигнал

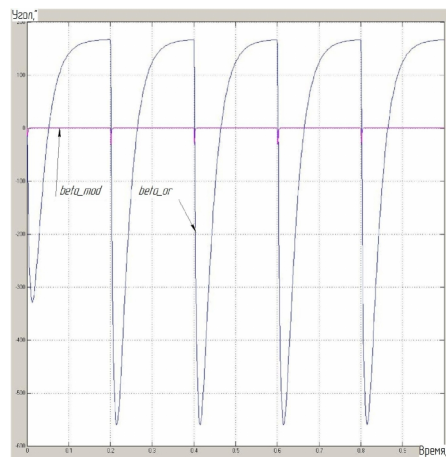


Рис. 7. Реакция на сигнал в форме пила

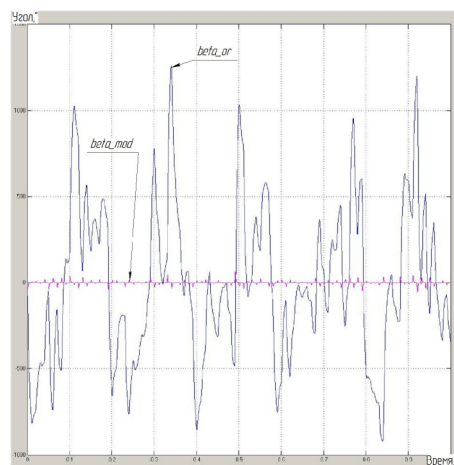


Рис. 8. Реакция на комбинированный сигнал

Как видно из графиков, синтезированный динамический регулятор обеспечивает лучшие показатели качества управления по сравнению с номинальным регулятором. Для синтезированного регулятора характерны сниженное перерегулирование и время управления.

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате этой работы синтезирован динамический регулятор по выходу датчика угловой скорости на основе методов инвариантных эллипсоидов. Полученный регулятор обладает преимуществами по сравнению с номинальным регулятором, синтезированным методом желаемых частотных характеристик. При применении динамического регулятора время управления и перерегулирование снижаются в несколько раз. Таким образом, новый регулятор позволяет лучше отработать внешние возмущения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Никифоров В.М., Гусев А.А. и др. Синтез регулятора обратной связи маятникового акселерометра с применением линейных матричных неравенств и построением инвариантных эллипсоидов // Материалы XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 326–328.

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*

Д.М. Калихман, Е.А. Депутатова,
Д.С. Гнусарев, В.В. Скоробогатов
Филиал ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус»
410019, Россия, г. Саратов,
ул. Осипова, д. 1
lidkalihman@yandex.ru

В.М. Никифоров
ФГУП «НПЦАП»
им. акад. Н.А. Пилюгина»
117342, Россия, г. Москва,
ул. Введенского, д. 1
v.m.nikiforov@gmail.com

Е.П. Кривцов, А.А. Янковский
ФГУП «ВНИИМ»
им. Д.И. Менделеева»
190005, Россия, г. С.-Петербург,
Московский проезд, д. 19
dep253@vniim.ru

Аннотация — В докладе рассмотрена разработка цифровых регуляторов для современных динамических систем в зависимости от условий эксплуатации и действия внешних возмущающих факторов с отработкой алгоритмов управления на натурных моделях на компьютере с последующим внедрением в макетные образцы приборов.

Ключевые слова — динамическая система, внешнее возмущение, фильтрация, линейные матричные неравенства, метрологическая установка, поворотный стенд, инерциальный чувствительный элемент, гироскопический прибор, акселерометр, цифровая система управления

I. ВВЕДЕНИЕ

Цифровые системы управления во всём мире приобретают всё более широкое распространение в различных отраслях современной техники. Миниатюризация элементной базы цифровой электроники и снижение её энергопотребления создало реальную возможность проектирования современных типов гироскопов и акселерометров с цифровыми системами управления и применение их как в составе измерительных каналов бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), так и в составе прецизионных метрологических установок, построенных на принципе работы одноосного гиросtabilизатора в режиме программного разворота и предназначенных для точного задания угловых скоростей и ускорений. Перечисленные установки, включающие в свой состав гироскопические приборы различной физической природы, рассматриваются как современные динамические системы (ДС).

Смысловые части гироскопических приборов, акселерометров и метрологических установок принципиальных изменений за последние годы не претерпевают – они уже достигли, как правило, наиболее совершенных конструк-

торско-технологических решений, а цифровые системы управления, реализуемые в виде алгоритмов в управляющих процессорах, подбираются разработчиками в зависимости от задач, поставленных в технических заданиях.

Теория синтеза цифровых регуляторов за последние 40 лет накопила целый комплекс методов, широко применяемых в системах управления большими объектами в ракетно-космической, авиационной, наземной и морской технике, вопросы же применения разработанных алгоритмов в ДС пока проработаны недостаточно. Развитие методов натурального моделирования с учётом всех особенностей конструкции прибора с применением программных пакетов для 3D-моделирования и подключенными к натурной модели, реализованной в данной программной среде, синтезированными цифровыми регуляторами позволяет решить целый комплекс задач:

1. На натурных моделях отработать разные типы регуляторов ко всем применяемым видам гироскопических приборов и акселерометров с заданием возмущающих воздействий в зависимости от условий эксплуатации, оговорённых в техническом задании.

2. На имеющихся макетах путем программирования алгоритмов управления в цифровой усилитель обратной связи выбрать наиболее оптимальный алгоритм для данного типа прибора и условий его эксплуатации и добиться соответствия теоретических разработок практическому их применению.

3. После получения требуемых результатов при разработке гироскопического прибора и акселерометра тот же подход сохраняется при проектировании поворотных стендов и центрифуг с инерциальными чувствительными элементами, в качестве которых применяются разработан-

ные приборы с синтезированными цифровыми регуляторами и формируются регуляторы для всей системы управления в целом.

II. АЛГОРИТМ ФИЛЬТРАЦИИ И ОЦЕНКИ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ ПРИ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРАХ МЕТОДОМ ИНВАРИАНТНЫХ ЭЛЛИПСОИДОВ НА ОСНОВЕ ЛИНЕЙНЫХ МАТРИЧНЫХ НЕРАВЕНСТВ

Современные прецизионные системы управления (СУ) ДС, как правило, работают в особых условиях эксплуатации, а именно, в условиях повышенной вибрации, воздействия магнитных и температурных полей, «шумов» в каналах измерений, и т.д. [1]. Все эти факторы неизбежно оказывают отрицательное влияние на выходные характеристики СУ. Возмущающие факторы, в большинстве своём, носят неопределённый характер и отличны от «белого шума». В связи с этим актуальными становятся задачи фильтрации в условиях внешних возмущающих факторов с переменными параметрами ДС и неполностью измеряемыми параметрами вектора состояния. Совершенно очевидно, что решение задачи фильтрации и оценки вектора состояния принимают на качественно новый уровень решения терминальных задач.

Развитие теории управления на основе линейных матричных неравенств (ЛМН) позволило существенно расширить класс решаемых задач управления. Это относится к решению задач стабилизации, фильтрации, построения наблюдателей различной структуры и т.д. в условиях дрейфа параметров ДС, построения регулятора управления ДС при внешних воздействиях неопределённого характера. Введено понятие наихудшего воздействия, при котором ДС теряет требуемые свойства. В частности метод инвариантных эллипсоидов позволяет эффективно оценить область достижимости требуемых параметров. Инвариантность эллипсоида заключается в неизменности его размеров в зависимости от внешних возмущающих воздействий не превосходящих «наихудшего» возмущения.

Постановку задачи фильтрации в сочетании с построением наблюдателя можно представить следующим образом.

Пусть ДС описывается в форме модели пространства состояний:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A \cdot x(t) + D_1 \cdot w(t), \quad x(0) = x_0; \\ y(t) &= C \cdot x(t) + D_2 \cdot w(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $A \in R^{n \times n}$, $D_1 \in R^{n \times m}$, $D_2 \in R^{l \times m}$, $C \in R^{l \times n}$, $x(t) \in R^n$ – вектор состояния; $y(t) \in R^l$ – вектор наблюдения; $w(t) \in R^m$ – вектор возмущения при условии $|w(t)| \leq 1$.

Пара (A, D_1) – управляема, (A, C) – наблюдаема.

Необходимо синтезировать динамический фильтр, описываемый в виде дифференциальных уравнений относительно вектора оценки $\hat{x}(t)$:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A \cdot \hat{x}(t) + L \cdot [y(t) - C \cdot \hat{x}(t)], \quad \hat{x}(0) = 0, \quad (2)$$

где $L \in R^{n \times l}$.

Построение алгоритма синтеза динамического наблюдателя по выходу базируется на следующих положениях.

Пусть матрицы $\hat{Q}, \hat{Y}$ – решение задачи $tr(H) \rightarrow \min$ при ограничениях в виде ЛМН:

$$\begin{cases} \begin{pmatrix} A^T \cdot Q + Q \cdot A - Y \cdot C - C^T \cdot Y^T + \alpha \cdot Q & Q \cdot D_1 - Y \cdot D_2 \\ D_1^T \cdot Q - D_2^T \cdot Y^T & -\alpha \cdot I \end{pmatrix} \leq 0, \\ \begin{pmatrix} H & I \\ I & Q \end{pmatrix} \geq 0, \quad Q \geq 0 \end{cases}$$

относительно матричных переменных $Q = Q^T \in R^{n \times n}$, $Y \in R^{n \times l}$, $H = H^T \in R^{l \times l}$ и скалярного параметра $\alpha > 0$. Тогда матрица коэффициентов усиления оптимального фильтра задаётся выражением $L = \hat{Q}^{-1} \cdot \hat{Y}$, а минимальный инвариантный эллипсоид содержит невязку системы (1), (2) при условии $x(0) = 0$ определяется матрицей $\hat{P} = \hat{Q}^{-1}$.

При известных начальных условиях, как правило, при решении терминальных задач вектор $x(0) = x_0$ ДС (1) известен, то к условиям добавляется ограничение $x_0^T \cdot Q \cdot x_0 \leq 1$, означающее, что $x_0 \in \varepsilon$, где ε – ограничивающий эллипсоид. Если известно, что начальное условие $x_0 \in \varepsilon_0 = \{x \in R^n : x^T \cdot P^{-1} \cdot x \leq 1\}$, $P_0 > 0$, то к условиям добавляется ещё одно неравенство: $Q \leq P_0^{-1}$, означающее что эллипсоид начальных условий $\varepsilon_0 \in \varepsilon$, [1].

В случае построения фильтра для наблюдателя неполного порядка, когда регулируемый выход описывается $y_1(t) = C_1 \cdot x(t)$ и желательно сделать его оценку $e_1(t) = y_1(t) - \hat{y}(t) = C_1 \cdot [x(t) - \hat{x}(t)] \rightarrow 0$, то задача фильтрации и построения динамического наблюдателя будет сводиться к минимизации $tr(C_1 \cdot P \cdot C_1^T)$, что повлечёт изменение условия $\begin{pmatrix} H & I \\ I & Q \end{pmatrix} \geq 0 \rightarrow \begin{pmatrix} H & C_1 \\ C_1 & Q \end{pmatrix} \geq 0$.

После оценки вектора состояния $\hat{x}(t)$ в условия внешних возмущений $|w(t)| \leq 1$ можно переходить непосредственно к решению необходимой задачи.

III. АЛГОРИТМ РОБАСТНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ И ОЦЕНКИ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ ПРИ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРАХ МЕТОДОМ ИНВАРИАНТНЫХ ЭЛЛИПСОИДОВ НА ОСНОВЕ ЛИНЕЙНЫХ МАТРИЧНЫХ НЕРАВЕНСТВ

Постановка задачи для синтеза робастной фильтрации в условиях внешних воздействий аналогична задаче, поставленной выше. Отличие состоит в структуре математической модели ДС, учитывающей разброс параметров системы.

Рассматриваемая модель представляется в виде:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= (A + A_\Delta) \cdot x(t) + (D_1 + D_{1\Delta}) \cdot w(t), \quad x(0) = x_0; \\ y(t) &= C \cdot x(t) + D_2 \cdot w(t). \end{aligned} \quad (3)$$

Системные матричные неопределённости A_Δ и $D_{1\Delta}$ имеют следующую структуру:

$$A_{\Delta} = F_A \cdot \Delta_A \cdot H_A, \quad D_{1\Delta} = F_{D1} \cdot \Delta_{D1} \cdot H_{D1},$$

где $\Delta_A \in R^{p_A \times q_A}$, $\Delta_{D1} \in R^{p_{D1} \times q_{D1}}$ и удовлетворяют условию $\|\Delta_A\| \leq 1$, $\|\Delta_{D1}\| \leq 1$; $F_A \in R^{n \times p_A}$, $F_{D1} \in R^{n_{D1} \times p_{D1}}$, $H_A \in R^{q_A \times n}$, $H_{D1} \in R^{q_{D1} \times n}$ – постоянные матрицы.

Пара (A, D_1) – управляема, C – матрица максимального строчного ранга.

Необходимо синтезировать динамический фильтр (2), описываемый в виде дифференциальных уравнений относительно вектора оценки $\hat{x}(t)$. Построение алгоритма синтеза динамического наблюдателя по выходу базируется на следующих положениях.

Пусть матрицы $\hat{Q}_2$, $\hat{Y}_2$ – решение задачи $\text{tr}(H) \rightarrow \min$ при ограничениях в виде ЛМН:

$$\begin{pmatrix} \Omega_1 & 0 & Q_1 \cdot D_1 & Q_1 \cdot F_A & Q_1 \cdot F_{D1} \\ * & \Omega_2 & Q_2 \cdot D_1 - Y \cdot D_2 & Q_2 \cdot F_A & Q_2 \cdot F_{D1} \\ * & * & -\alpha \cdot I + \varepsilon_2 \cdot H_{D1}^T \cdot H_{D1} & 0 & 0 \\ * & * & * & -\varepsilon_1 \cdot I & 0 \\ * & * & * & * & -\varepsilon_2 \cdot I \end{pmatrix} \leq 0,$$

$$\begin{pmatrix} H & I \\ I & Q_2 \end{pmatrix} \geq 0, \quad Q_1 > 0, \quad Q_2 > 0,$$

$$\Omega_1 = A^T \cdot Q_1 + Q_1 \cdot A + \alpha \cdot Q_1 + \varepsilon_1 \cdot H_A^T \cdot H_A,$$

$$\Omega_2 = A^T \cdot Q_2 + Q_2 \cdot A - C^T \cdot Y^T - C \cdot Y + \alpha \cdot Q_2$$

относительно матричных переменных $Q_1 = Q_1^T \in R^{n \times n}$, $Y \in R^{n \times l}$, $Q_2 = Q_2^T \in R^{n \times n}$, $H = H^T \in R^{n \times n}$, скалярных переменных ε_1 , ε_2 и $\alpha > 0$.

Тогда матрица коэффициентов усиления оптимального фильтра задаётся выражением $L = \hat{Q}_2^{-1} \cdot \hat{Y}$, а минимальный инвариантный эллипсоид содержит невязку системы (3), (2) при условии $x(0) = 0$ определяется матрицей $\hat{P} = \hat{Q}_2^{-1}$.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Очевидно, что решение задачи фильтрации с построением робастного наблюдателя, так же как и всякая задача робастного управления требует построения математической модели, учитывающей параметрическую неопределённость, и математического оператора, связывающего соответствующие входные и выходные параметры, включая вектор входа возмущающих воздействий. Построение подобных математических моделей требует применение различных методов преобразований, в частности, метода LFT-преобразования.

Классические методы синтеза систем управления базируются на хорошо развитых аппаратах вариационного и интегро-дифференциального исчисления. Искусственные нейронные сети (ИНС) представляют собой альтернативное направление, существующее относительно небольшое время в теории автоматического управления.

В качестве примера приведем результаты математического моделирования работы поворотного стенда с по-

плавковым датчиком угловой скорости (ДУС) в качестве инерциального чувствительного элемента.

Функционально-кинематическая схема поворотного стенда с ДУС [2] представлена на рис. 1.

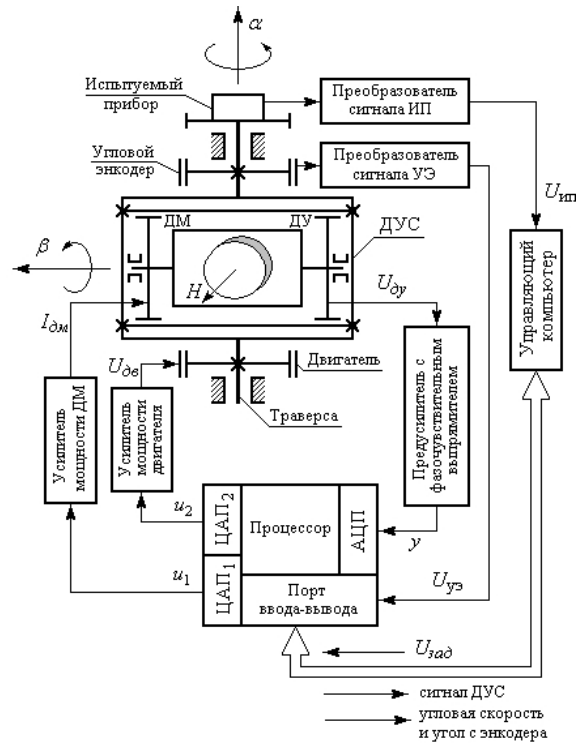


Рис. 1. Функционально-кинематическая схема поворотного стенда

В соответствии с рис. 1 в корпусе стенда на шарикоподшипниках подвешена траверса, ось вращения которой вертикальна. На траверсе установлена платформа, предназначенная для крепления испытуемого прибора и чувствительного элемента – ДУС. На оси вращения траверсы закреплена подвижная часть приводного двигателя постоянного тока, работающего по принципу синусно-косинусного вращающего трансформатора, и диск углового энкодера – прецизионного датчика угла.

С управляющего компьютера в процессор поступает (в виде цифрового кода) задающий сигнал, соответствующий заданной угловой скорости вращения платформы, который сравнивается с сигналом обратной связи от ДУС, пропорциональным действительной скорости вращения. По разностному сигналу в регуляторе, реализованном в процессоре, формируется управляющее воздействие, которое поступает на усилитель мощности приводного двигателя и стабилизирует вращение стенда. При движении платформы возникает гироскопический момент, под действием которого ротор измерительного ДУС начинает прецессировать и с его датчика угла снимается переменное напряжение, пропорциональное углу прецессии, подаваемое в процессор. По этому сигналу регулятором контура ДУС вырабатывается управление, которое осуществляет компенсацию гироскопического момента, обеспечивая тем самым работу ДУС.

С углового энкодера через соответствующий преобразователь сигнала снимается последовательность импульсов, число которых пропорционально углу поворота платформы. Эти импульсы поступают в управляющий процессор, где происходит вычисление угловой скорости платформы в виде отношения измеренного угла ко времени опроса, определяемого таймером процессора. Информация о вычисленной угловой скорости поступает в управляющий компьютер. По тому же каналу поступает информация об угловой скорости от ДУС – чувствительного элемента стенда. С испытуемого прибора информация об угловой скорости также поступает в управляющий компьютер, где происходит обработка полученных данных и формирование выходной информации, по которой аттестуется испытуемый прибор.

Нейроэмулятор стенда выполнен на базе двухслойной ИНС прямой направленности, невидимый слой состоит из 20 нейронов с сигмоидальной функцией активации второй слой линейный с одним нейроном. Обучение сети проводилось методом обратного распространения ошибок.

При обучении сети обучающее множество состояло из сигналов углового запаздывания на соответствующее число шагов интегрирования h :

$$P = \{\alpha(t-1 \cdot h), \alpha(t-2 \cdot h), \alpha(t-3 \cdot h), \alpha(t-4 \cdot h), \alpha(t-5 \cdot h)\},$$

целевая функция состояла из множества текущих угловых значений ротора ДУС $T = \alpha(t)$. В результате нейроэмулятор представляет собой предсказатель текущего значения $\alpha(t)$ по соответствующим предыдущим значениям.

Результаты математического моделирования терминального управления поворотом ротора ДУС на основе нейроэмулятора, где помимо полезного управляющего сигнала подавались случайные возмущения в виде белого шума различной интенсивности, представлены на рис. 2 и рис. 3.

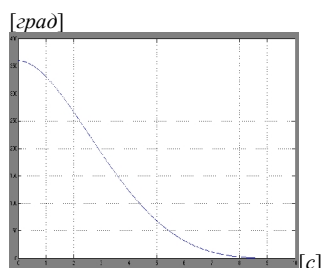


Рис. 2. Угловое перемещение ротора ДУС

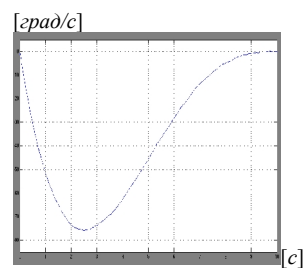


Рис. 3. Скорость вращения ротора ДУС

Гибридная ИНС включает в себя ИНС, выходной сигнал которой строится на основе теории нечётких множеств и нечётких правил, в данном случае правил Сугено. Нейрорегулятор был синтезирован на основе исходных данных представленных в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1

$t, [с]$	0	2	4	6	8	10
$\alpha(t), [град]$	360	240	80	15	0	0
$\Omega(t), [град/с]$	0	-90	-55	-16	0	0
$u(t), [Г\cdot см]$	-100	0	23	14	0	0

где $\alpha(t)$, $\Omega(t)$, $u(t)$ – угол поворота и угловая скорость вращения ротора, а также управляющее воздействие соответственно.

На основании табл. 1 сформированы восемь нечётких правил, которые графически представлены на диаграмме (рис. 4).

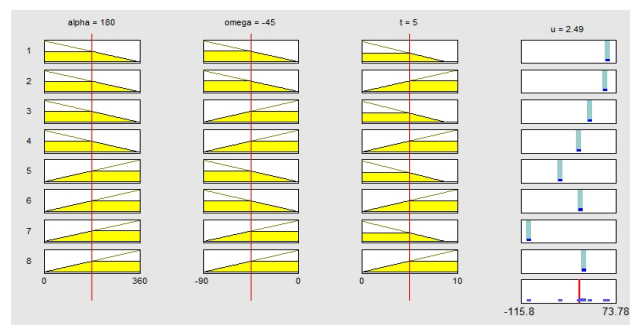


Рис. 4. Диаграмма нечётких правил терминального управления

Результаты математического моделирования терминального управления поворотом ротора на основе гибридного нейрорегулятора представлены на рис. 5–8.

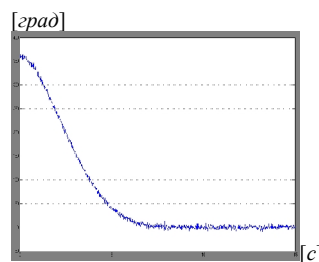


Рис. 5. Угловое перемещение ротора ДУС после измерения

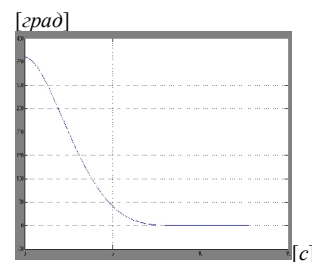


Рис. 6. Реальное угловое перемещение ротора ДУС

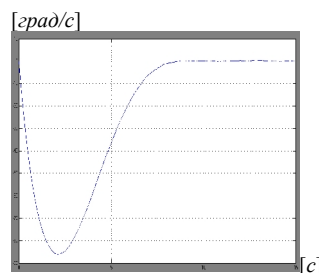


Рис. 7. Скорость вращения ротора ДУС

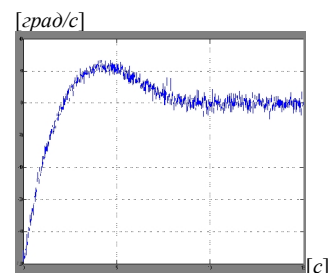


Рис. 8. Управляющий ток ДУС при случайных воздействиях по входу

По результатам моделирования очевидно следующее:

1. Для не полностью наблюдаемой системы при воздействии случайных внешних возмущающих факторов (внутри поворотного стенда, установленного на развязанном основании) в виде нормированного по моменту инерции ротора ДУС момента w и помех измерения v , фильтр Калмана формирует вектор оценки фазовых переменных, по которым построенный регулятор, приводит систему управления в заданную конечную точку управления.

Недостатки фильтра Калмана:

- а) необходимость знания параметров случайных воздействий;
- б) высокая чувствительность выходного сигнала к возмущениям в канале измерения.

2. Применение нейроэмулятора решает задачу терминального приведения в условиях внешних случайных возмущений, указанных выше. В качестве достоинств применения ИНС следует отметить:

- а) нет необходимости в идентификации внешних случайных возмущений;
- б) отсутствие чувствительности выходного сигнала к возмущениям в канале измерения.

3. Применение гибридного нейроконтроллера позволяет:

- а) успешно решать задачу терминального управления в условиях внешних случайных воздействий и с учётом нелинейности в виде момента трения $M_{mp}(t) \cdot \text{sign}[\Omega_r(t)]$;
- б) решить главную проблему терминального управления – неопределённость типа деления на ноль в конечной точке управления;
- в) стабилизировать конечное положение объекта после достижения конечного времени управления.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящее время на филиале ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус» (Саратов) и на базовом предприятии (Москва) имеется следующий практический и теоретический задел по обозначенным направлениям:

1. Разработаны схмотехнические решения и просчитаны методом линейно-квадратической оптимизации цифровые регуляторы для стендов с инерциальными чувствительными элементами для контроля гироскопических приборов. Результаты доложены на международных конференциях по интегрированным навигационным системам, опубликованы в периодических изданиях РАН [2, 3] и получен целый ряд патентов, например [4].

2. Разработаны схмотехнические решения кварцевого маятникового акселерометра с цифровым усилителем обратной связи (ЦУОС), реализован макет прибора и развёрнуто производство для комплектации шестиосных блоков измерителей линейных ускорений для космических кораблей «Союз-МС» и «Прогресс-МС», полеты которых намечены на 2019 год. Результаты доложены на международных конференциях, имеется целый ряд патентов на изобретения. Макет акселерометра с ЦУОС позволяет отработать любые варианты цифровых алгоритмов управления [5, 6].

3. Специалистами ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина» освоены и отработаны на математических моделях различных гироскопических приборов, акселерометров и гиросtabilизированных платформ, а также и на самих приборах следующие методы синтеза цифровых регуляторов систем автоматического управления: линейно-квадратической оптимизации и цифровой фильтрации, нейросетевые, нечёткие, анизотропичные алгоритмы и другие [7–9].

4. Специалистами ВНИИМ им. Д.И. Менделеева принято решение о разработке эталона 1 рода задания высокоточных угловых скоростей для контроля гироскопических приборов с применением в качестве инерциальных чувствительных элементов прецизионных измерителей угловых скоростей и акселерометров. Разработка цифровой системы управления подобной установкой открывает широкие перспективы для применения имеющихся разработок не только для чувствительных элементов БИНС, но и для высокоточных метрологических эталонов [10].

Подобно тому, как научный задел одноосных стабилизаторов оправдал себя при создании поворотных стендов с точки зрения надежности элементов конструкции, работающих в сложных условиях эксплуатации, подобно этому в цифровых системах управления метрологическими установками применен научный задел, разработанный для БИНС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Поляк Б.Т., Хлебников М.В. и др. Управление линейными системами при внешних возмущениях. Техника линейных матричных неравенств. М.: ЛЕНАНД, 2014. 560 с.
- [2] 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. 2014. №2. С. 130–146.
- [3] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Комплексный подход разработки цифровых регуляторов для инерциальных чувствительных элементов современных БИНС и программно-математического обеспечения для их контроля // Материалы XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 328–330.
- [4] Пат. 2494345 РФ. Универсальный широкодиапазонный стенд для контроля измерителей угловой скорости / Д.М. Калихман [и др.]; приор. 16.01.12; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 27.09.13.
- [5] Пат. 2615221 РФ. Способ обеспечения виброустойчивости маятникового акселерометра линейных ускорений с цифровой обратной связью и виброустойчивый маятниковый акселерометр / Д.М. Калихман [и др.]; приор. 30.04.2015; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина»; опубл. 04.04.2017, Бюл. № 10.
- [6] Калихман Д.М., Скоробогатов В.В. Перспективы развития кварцевых маятниковых акселерометров в БИНС авиационного и космического применения // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2018. № 20. С. 21–50.
- [7] Чайковский М.М., Никифоров В.М. и др. Робастное управление трехосным гиросtabilизатором в условиях неопределенных возмущений и шумов измерений // Материалы XX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 281–284.
- [8] Калихман Д.М., Никифоров В.М. и др. Синтез нечёткого регулятора для рулевой следящей системы // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2013. № 1. С. 11–25.
- [9] Никифоров В.М., Ширяев А.С. Терминальное оптимальное управление движением технических систем (ТС) на основе наблюдателя в форме Калмана // Труды ФГУП «НПЦАП». «Системы и приборы управления». 2010. №3. С. 44–52.
- [10] Калихман Д.М., Калихман Л.Я. и др. Применение широкодиапазонного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью в качестве инерциального чувствительного элемента в высокоточных установках для задания угловых скоростей // Сб. 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. 163–166.

Моделирование нелинейных поправок масштабного коэффициента лазерного гироскопа с прямоугольной подставкой*

С.Е. Бекетов, В.Н. Горшков,
Н.И. Хохлов
АО «НИИ «Полус» им. М.Ф.Степанаха»
Москва, РФ

Е.А. Петрухин
АО «НИИ «Полус» им. М.Ф.Степанаха»
Москва, РФ;
АО «Серпуховский завод «Металлист»,
Серпухов, РФ
e-mail: petruhin53@mail.ru

А.С. Бессонов
МИРЭА – Российский технологический университет
Москва, РФ

Аннотация — Представлены результаты измерений нелинейных поправок масштабного коэффициента, связанных с влиянием обратного рассеяния в лазерном гироскопе с прямоугольной подставкой. Показано, что учет консервативных и диссипативных составляющих обратного рассеяния позволяет получить аналитические соотношения, адекватно описывающие частотную характеристику лазерного гироскопа во всем рабочем диапазоне угловых скоростей вращения. Использование этих соотношений для коррекции частотной характеристики лазерного гироскопа позволит уменьшить величину нелинейных поправок до 1-2 ppm.

Ключевые слова — кольцевой лазер, лазерный гироскоп, обратное рассеяние, масштабный коэффициент, частотная подставка

1. ВВЕДЕНИЕ

Обратное рассеяние света на зеркалах кольцевого резонатора приводит к нелинейным искажениям частотной характеристики лазерного гироскопа (ЛГ). Наиболее ярким проявлением этого физического эффекта является так называемый захват частот встречных волн (ВВ) кольцевого лазера (КЛ), возникающий при малых скоростях вращения [1, 2]. Использование знакопеременной подставки позволяет существенно снизить нелинейные искажения частотной характеристики и не терять чувствительность ЛГ при малых скоростях вращения [2, 3].

В настоящее время широко используется два типа знакопеременной подставки. Это, во-первых, гармоническая подставка, при которой КЛ устанавливается на механический вибратор [2]. Во-вторых, это прямоугольная подставка в случае КЛ с магнитооптическим управлением частотной невязанностью ВВ. Примером такого типа гироскопа является зеэмановский ЛГ [4, 5], где невязанность создается наложением продольного магнитного поля на активную среду лазера с неплоским кольцевым резонатором.

Главной отличительной особенностью второго типа подставки являются значительные нелинейные искажения частотной характеристики ЛГ при скоростях вращения вблизи амплитуды прямоугольной подставки. При такой скорости вращения в одном из полупериодов подставки ЛГ находится в зоне захвата. При вычислении нелинейной поправки, связанной с влиянием эффектов обратного рассеяния, значение масштабного коэффициента (МК) при большой скорости вращения поворотного стола (для ЛГ величина $\Omega_{\max} \approx 400$ °/с) принимается за единицу, и величина нелинейной поправки вычисляется при помощи следующего соотношения:

$$\Delta MK(\Omega) = \frac{MK(\Omega)}{MK(\Omega_{\max} \rightarrow \infty)} - 1. \quad (1)$$

До последнего времени при описании результатов измерений МК зеэмановского ЛГ использовалась следующая теоретическая зависимость $\Delta MK(\Omega)$ [5, 6]:

$$\Delta MK = MK_0 \frac{\Omega_L^2}{2(\Omega_0^2 - \Omega^2)}, \quad (2)$$

где Ω_L – порог захвата, Ω_0 – амплитуда прямоугольной подставки, MK_0 – независимая от угловой скорости часть МК. Соотношение (2) описывает левое и правое крыло зависимости $\Delta MK(\Omega)$, когда $\Omega < (\Omega_0 - \Omega_L)$ или $\Omega > (\Omega_0 + \Omega_L)$. Центральная часть зависимости $(\Omega_0 - \Omega_L) < \Omega < (\Omega_0 + \Omega_L)$ представляет собой линейную функцию. При угловой скорости равной амплитуде подставки величина ΔMK равняется нулю. Согласно работе [5] величины максимального и минимального значений нелинейной поправки составляют:

$$\Delta MK_{\max, \min} = \pm 20 \left[\frac{\Omega_L}{\Omega_0} \right]^2. \quad (3)$$

На рис. 1 представлена зависимость $\Delta MK(\Omega)$ для типичных значений параметров ($\Omega_L = 0,1^\circ/\text{с}$ и $\Omega_0 = 30^\circ/\text{с}$) гироскопического датчика МТ-501 разработки НИИ «Полус» им. М.Ф. Стельмаха.

С нашей точки зрения корректность соотношения (3) вызывает сомнение. В частности, в работе [6] автор приводит следующую оценку для величин максимального и минимального значений нелинейной поправки:

$$\Delta MK_{\max, \min} \approx \pm 0,15 \frac{\Omega_L}{\Omega_0 \cdot F}, \quad (4)$$

где F – частота переключения прямоугольной подставки ($^\circ/\text{с}$).

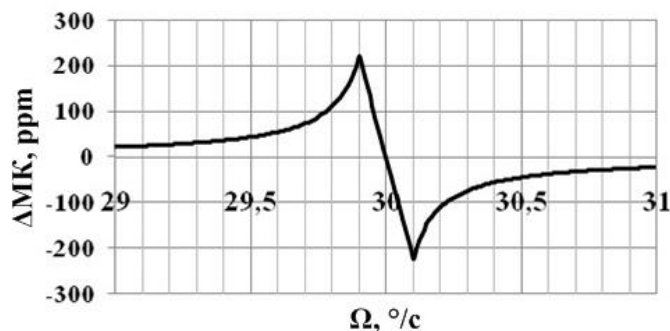


Рис. 1. Расчетная зависимость нелинейной поправки ΔMK лазерного гироскопа с прямоугольной подставкой от угловой скорости вращения Ω

Величину этой поправки можно оценить также в рамках модели режима квазистационарного переключения знака прямоугольной подставки. В случае небольшой частоты переключения (для определенности скажем, менее 1 Гц), можно пренебречь влиянием параметрических резонансов и воспользоваться классической зависимостью частоты биений КЛ от скорости вращения:

$$\Delta v = MK \sqrt{(\Omega \pm \Omega_0)^2 - \Omega_L^2}. \quad (5)$$

Знаки $\pm$ относятся к полупериодам медленно переключающейся прямоугольной подставки. Качественно вид зависимости останется тем же (см. рис. 1), а величина нелинейной поправки составит:

$$\Delta MK_{\max, \min} = \pm 0,5 \frac{\Omega_L}{\Omega_0}. \quad (6)$$

Как видно из сравнения, соотношения (3), (4) и (6) дают взаимоисключающие оценки, как по величине, так и по функциональным зависимостям. Добавим сюда также и результаты расчетов и экспериментов, представленные в работе [7]. Авторы этой работы показали, что в центральной части зависимости $\Delta MK(\Omega)$ присутствует несколько, сопоставимых по ширине параметрических зон синхронизации. Отмечается, что центральная часть зависимости не является монотонной функцией и область осцилляций, вызванных влиянием зон параметрических резонансов, заметно превышает ширину зоны захвата.

Следует также заметить, что нелинейные искажения МК этого типа ЛГ превышают несколько сотен ppm ($1 \text{ ppm} = 10^{-6}$). Столь значительный масштаб нелинейных искажений делает актуальным введение в ЛГ с прямоугольной подставкой коррекции МК. Но для этого, разработчики ЛГ должны опираться на физическую модель, адекватно описывающую влияние эффектов обратного рассеяния.

Создание такой модели и является главной задачей настоящей работы.

II. РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ И МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕЛИНЕЙНЫХ ПОПРАВКИ МАСШТАБНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ЗЕЕМАНОВСКОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

Измерения МК одноосных датчиков МТ-501 проводились с использованием штатной измерительной аппаратуры, разработанной в НИИ «Полус» им. М.Ф. Стельмаха. В этих измерениях под величиной МК подразумевается количество импульсов сигнала биений ВВ при повороте датчика на угол кратный 360° (до нескольких полных оборотов). Для того чтобы устранить влияние сдвига нуля ЛГ, проводилось два измерения МК: по и против часовой стрелки. За величину МК принималась полусумма этих двух значений. При определении величины нелинейной поправки (ppm), значение МК при угловой скорости вращения равной $400^\circ/\text{с}$ принималось за единицу и величина поправки вычислялась при помощи соотношения (1). Датчики устанавливались на поворотном столе, со стабильностью угловой скорости вращения около $0,005^\circ/\text{с}$. Погрешность при измерениях величины нелинейной поправки ΔMK не превышала 2-3 ppm.

На рис. 2 представлена одна из измеренных нами зависимостей $\Delta MK(\Omega)$. Можно отметить три характерные части этой зависимости: центральную часть вблизи амплитуды подставки шириной примерно $1-2^\circ/\text{с}$, а также правое и левое крылья при скоростях вращения больше и меньше амплитуды подставки. При всем многообразии вида этих зависимостей у разных датчиков, их не сложно классифицировать. Нами были проведены измерения нескольких десятков датчиков МТ-501. Наиболее запутанный вид представляет собой центральная часть. К описанию этой части зависимости мы обратимся позже. Сейчас рассмотрим более подробно крылья зависимости $\Delta MK(\Omega)$. На рис. 3, а и 3, б представлен вид крыльев зависимости $\Delta MK(\Omega)$ для одного из датчиков. Заметим, что на всех рисунках по вертикальной оси представлена нелинейная поправка МК в единицах ppm, а по горизонтальной оси дана угловая скорость вращения в единицах $^\circ/\text{с}$.

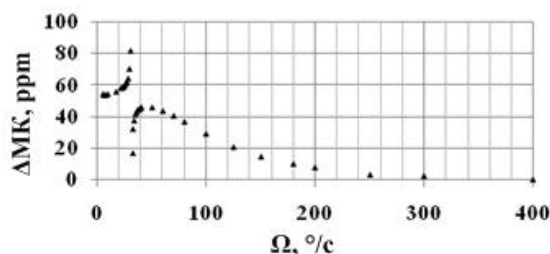


Рис. 2. Зависимость нелинейной поправки ΔMK от скорости вращения Ω датчика МТ-501

Здесь же пунктирными линиями обозначены границы, внутрь которых попадали крылья зависимостей всех измеренных нами датчиков. Нетрудно заметить, что теоретическая зависимость, представленная на рис. 1 заметно отличается с тем, что наблюдается в эксперименте. Прежде всего, это касается наблюдаемой у большинства датчиков положительной поправки МК правого крыла зависимости. Связано это с тем, что исходное фазовое уравнение, используемое при расчетах в упомянутых выше работах [5, 6], учитывает только диссипативную составляющую комплексных коэффициентов связи (ККС), характеризующих обратное рассеяние в кольцевом резонаторе. Для того, чтобы учесть влияние консервативной составляющей ОР, необходимо решать систему трех уравнений, связывающих интенсивности и разность фаз ВВ в КЛ.

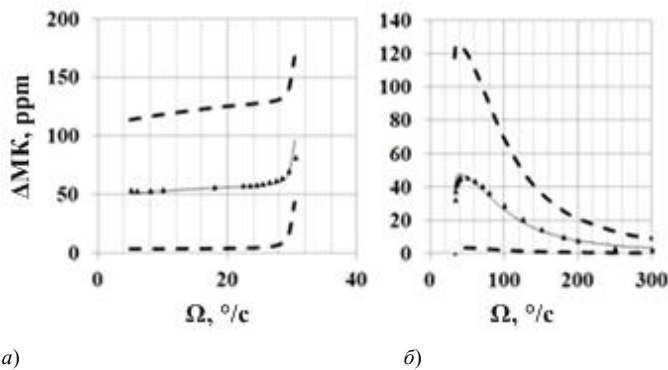


Рис. 3. Левое (а) и правое (б) крылья зависимости ΔМК от скорости вращения Ω датчика МТ-501

В случае ЛГ без подставки (заметим, что это частный случай ЛГ с прямоугольной подставкой, амплитуда которой равна нулю) такое решение удастся найти [2, 3, 6]. Правое крыло зависимости ΔМК (Ω) можно представить в следующем виде:

$$\Delta MK = -\frac{S_+^2}{2\Omega^2} + \frac{S_-^2}{2(\Omega_g^2 + \Omega^2)}, \quad (7)$$

$$S_+ = MK \sqrt{r_{cw}^2 + r_{ccw}^2 + 2r_{cw}r_{ccw} \cos(\varphi_{cw} + \varphi_{ccw})}, \quad (8)$$

$$S_- = MK \sqrt{r_{cw}^2 + r_{ccw}^2 - 2r_{cw}r_{ccw} \cos(\varphi_{cw} + \varphi_{ccw})}, \quad (9)$$

$$\Omega_g = \Delta\Omega_c \left(\frac{\alpha}{\delta} - 1 \right) \frac{\beta - \theta}{\beta + \theta}, \quad (10)$$

где Ω_g – прочность предельного цикла КЛ, определяемая параметрами кольцевого резонатора ($\Delta\Omega_c$ – ширина полосы, δ – потери) и активной среды (α – ненасыщенный коэффициент усиления, β и θ – параметры само и взаимного

насыщения интенсивностей встречных волн). Параметры S_+ и S_- представляют собой соответственно диссипативную и консервативную составляющую (с учетом коэффициента пропорциональности) коэффициентов связи из-за обратного рассеяния [2]. Величины r_{cw} и r_{ccw} – модули коэффициентов связи встречных волн, представляющие собой части поля волн, рассеянных во встречном направлении. Индексы cw и ccw указывают направление по и против часовой стрелки, соответственно, φ_{cw} и φ_{ccw} – фазовые сдвиги, возникающие при обратном рассеянии. Из этих соотношений, в частности следует, что только диссипативные источники ОР приводят к захвату частоты встречных волн (в рамках этой модели $\Omega_L = S_+$). Величина фазового сдвига этих источников ОР равна $\varphi_{cw} = \varphi_{ccw} = \pi$. В случае консервативных источников ОР фазовый сдвиг равен $\pi/2$ и величина S_+ равняется нулю.

Типичный вид зависимости $\Delta MK(\Omega)$ в ЛГ без подставки, наблюдавшийся в наших экспериментах, представлен на рис. 4. Характерными ее особенностями является отрицательный знак поправки вблизи малых скоростей вращения и положительный знак при больших скоростях вращения. Соотношение (7) при измерениях МК в отсутствие подставки мы использовали при определении величин диссипативной и консервативной составляющих S_+ и S_- .

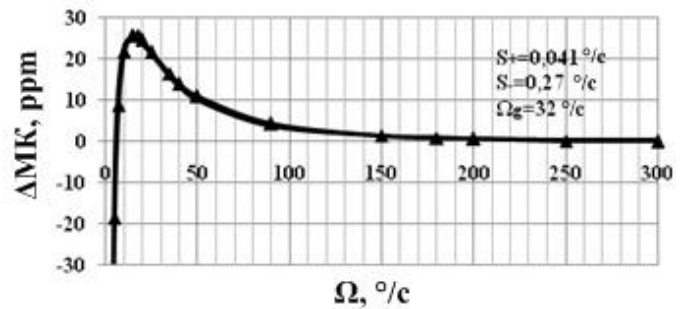


Рис. 4. Зависимость ΔМК от скорости вращения Ω в датчике МТ-501 без подставки

В рамках модели квазистационарного переключения знака подставки ЛГ, для описания формы крыльев зависимости $\Delta MK(\Omega)$ можно воспользоваться соотношением (7). В результате нелинейная поправка МК представляет собой сумму двух слагаемых, представляющих собой вклады диссипативной и консервативной составляющих:

$$\Delta MK = \frac{S_+^2}{2(\Omega_0^2 - \Omega^2)} + \frac{S_-^2(\Omega_g^2 + \Omega^2 - \Omega_0^2)}{2[(\Omega - \Omega_0)^2 + \Omega_g^2][(\Omega + \Omega_0)^2 + \Omega_g^2]} \quad (11)$$

Использование соотношения (11) позволяет количественно и качественно аппроксимировать в аналитическом виде измеряемые зависимости $\Delta MK(\Omega)$. Для этого была разработана вычислительная программа, позволяющая решить обратную задачу: определить параметры S_- , S_+ и Ω_g непосредственно из измеренной зависимости $\Delta MK(\Omega)$. При этом среднеквадратичное отклонение разности измеренных и аппроксимированных значений, как правило, не превышало 1-2 ppm. Что касается величины Ω_g , то в наших экспериментах использовались датчики

с примерно одинаковыми параметрами по давлению и составу газовой смеси, потерям КР и току разряда. При аппроксимации зависимостей $\Delta MK(\Omega)$ использовалось одно и то же значение $\Omega_g = 75^\circ/\text{с}$. Примеры аппроксимации зависимостей $\Delta MK(\Omega)$ представлены на рис. 3, а и 3, б.

Следует заметить, что сравнение величин параметров S_- и S_+ в двух режимах работы ЛГ (без подставки и с прямоугольной подставкой) не выявило существенных отличий их величин. Их относительное различие не превышало 10-20%. Это позволяет прогнозировать величины нелинейных поправок крыльев зависимости $\Delta MK(\Omega)$ уже на стадии сборки ЛГ, измеряя параметры S_- и S_+ в КР незаполненном рабочей газовой смесью.

Обратимся теперь к центральной части зависимости $\Delta MK(\Omega)$ (см. рис. 5, а). Немонотонный характер ее поведения затрудняет введение коррекции нелинейных поправок МК. Столь сложную форму параметрических зон синхронизации практически невозможно описать при помощи удобного и, с физической точки зрения, корректного аналитического соотношения. Единственный, на наш взгляд, выход из этой ситуации связан с введением ошумления амплитуды частотной подставки. Ширина области, где проявляются параметрические резонансы, составляет 1,0-1,5 $^\circ/\text{с}$. Поэтому оптимальное значение амплитуды ошумления должно примерно соответствовать этой величине. В нашем случае мы использовали «квазиошумление» (Ω_n), вводя в корректирующий соленоид зеemanовского ЛГ амплитудно модулированный гармонический сигнал:

$$\Omega_n = \Omega_a \sin(2\pi f_1) \sin(2\pi f_2), \quad (12)$$

где $f_1 = 200$ Гц, $f_2 = 45$ Гц, $\Omega_a \approx 1,2^\circ/\text{с}$. При таком ошумлении, параметрические зоны синхронизации исчезают (смотри рис. 5, б), пиковое значение нелинейной поправки $\Delta MK(\Omega)$ снижается более, чем на порядок, достигая 30-40 ppm. Вид полученной в результате ошумления центральной части зависимости $\Delta MK(\Omega)$ хорошо описывается следующим аналитическим соотношением, представляющую собой первую производную функции Лоренца:

$$\Delta MK = -\frac{A \cdot x}{1 + x^4}, \quad (13)$$

где $x = (\Omega - \Omega_0)/\Omega_a$ – безразмерная величина отстройки частоты вращения относительно амплитуды подставки ЛГ, величина параметра A линейно зависит от порога захвата ЛГ. Форма этой зависимости определяется амплитудой ошумления ($\Omega_a = 1,2^\circ/\text{с}$). Наличие консервативной составляющей S_- приводит к появлению небольшого скачка между асимптотическими значениями при малых и больших скоростях вращения: $\Delta MK(\Omega \rightarrow 0) - \Delta MK(\Omega \rightarrow \infty)$. В приведенном выше примере эта величина составила около 10 ppm.

На рис. 5 сплошной линией представлена аппроксимационная зависимость, рассчитанная с использованием соотношения (13). Среднеквадратичное отклонение раз-

ности измеренных и расчетных значений средней части зависимости $\Delta MK(\Omega)$, не превысило 2 ppm. Таким образом, использование аналитических соотношений (11) и (13) позволяет в значительной мере (от сотен до единиц ppm) скорректировать величину нелинейных поправок МК во всем рабочем диапазоне скоростей вращения ЛГ с прямоугольной подставкой.

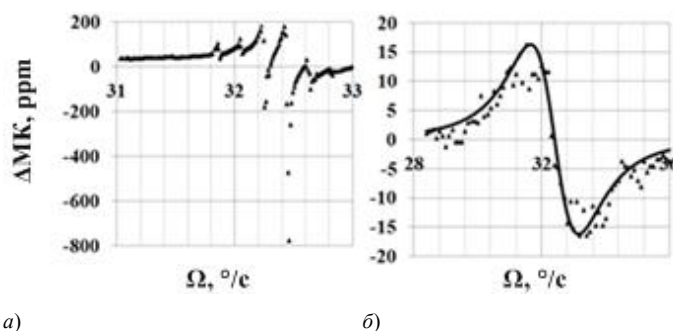


Рис. 5. Центральная часть зависимости ΔMK (ppm) до ошумления (а) и после ошумления (б) от скорости вращения Ω ($^\circ/\text{с}$)

III. ВЫВОДЫ

Анализ измеренных нами зависимостей $\Delta MK(\Omega)$, прежде всего, показал, что фазовое уравнение, учитывающее влияние только диссипативной составляющей ОР, не позволяет адекватно описать крылья этих зависимостей. В частности, необъяснимым остается тот факт, что у большого числа измеренных датчиков, поправка МК правого крыла имеет положительный знак. Учет влияния консервативной составляющей ОР позволяет адекватно описать частотную характеристику ЛГ во всем рабочем диапазоне угловых скоростей вращения. Использование предложенных нами эмпирических соотношений при коррекции частотной характеристики ЛГ с прямоугольной подставкой позволит уменьшить величину нелинейных поправок МК до 1-2 ppm.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Aronowitz, F. and Collins, R.J., Mode Coupling Due to Backscattering in a He-Ne Traveling-wave Ring Laser, *Applied Physics Letters*, 1966, 9, pp. 55-57.
- [2] Aronowitz, F., Optical Gyros and their Applications, *RTO AGARDograph*, 1999, 339, pp.3.1-3.45.
- [3] Волновые и флуктуационные процессы в лазерах. Под ред. Ю.Л.Климонтовича. М.: Наука, 1974.
- [4] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Дмитриев В.Г. Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии // *Квантовая электроника*. 2000. №2 (30). С. 96-104.
- [5] Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Савельев И.И. Зеemanовские лазерные гироскопы // *Квантовая электроника*. 2015. №2(45). С. 171-179.
- [6] Хошев И.М. Теоретические исследования параметрических эффектов в газовых лазерах. Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. М.: МГУ им. М.В. Ломоносова, 1978.
- [7] Горшков В.Н., Грушин М.Е., Ларионцев Е.Г., Савельев И.И., Хохлов Н.И. Измерения комплексных коэффициентов связи в кольцевом резонаторе лазерного гироскопа // *Квантовая электроника*. 2016. №11(46). С. 1061-1064.

■ ЗАСЕДАНИЕ III – ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ
И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ В НАВИГАЦИИ ■

Развитие гравиметрических комплексов ЦНИИ «Электроприбор»

В.Г. Пешехонов

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Университет ИТМО
Санкт-Петербург

А.В. Соколов

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Университет ИТМО
Санкт-Петербург
avs@mail.ru

А.А. Краснов

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Университет ИТМО
Санкт-Петербург
anton-krasnov@mail.ru

Аннотация — Приводится обзор гравиметрических комплексов, созданных ЦНИИ «Электроприбор» для различных геофизических и геодезических применений. Обсуждаются перспективы развития гравиметрической аппаратуры и, в частности, создание измерителей абсолютных значений силы тяжести и отклонений отвесной линии на море.

Ключевые слова — гравиметрический комплекс, аномалия силы тяжести, отклонение отвесной линии

I. ВВЕДЕНИЕ

Знание гравитационного поля Земли необходимо для решения ряда прикладных задач геофизики, геодезии и геологии, широко используется в ракетно-космической технике и инерциальной навигации, а также важно для изучения фигуры Земли и задач фундаментального координатно-временного обеспечения. Интерес для изучения представляет аномальное гравитационное поле, обусловленное неоднородностью внутреннего строения и сложностью фигуры Земли. На сегодняшний день разработаны методы и средства для измерения параметров гравитационного поля с различных носителей: геодезических космических аппаратов, морских и воздушных судов, сухопутной техники [1–4].

ЦНИИ «Электроприбор» обладает многолетним опытом создания гравиметрической аппаратуры для высокоточного измерения силы тяжести с морских и воздушных подвижных объектов. Основной особенностью таких измерений является то, что они проводятся в условиях значительных инерционных ускорений, возникающих при

орбитальном движении и качке носителя. Гравитационные и инерционные ускорения физически неразделимы, поэтому гравиметр регистрирует кажущееся ускорение, причем инерционная помеха может в сотни тысяч раз превышать полезный сигнал. При морской съемке выделение аномалий силы тяжести эффективно производится методами частотной фильтрации. При аэрогравиметрических измерениях дополнительно необходима интеграция данных гравиметрического комплекса с высокоточными измерениями траектории движения воздушного судна от спутниковой навигационной системы [4–6].

Выполнение гравиметрических измерений с подвижных носителей требует решения ряда сложных научно-технических проблем, связанных как с разработкой прецизионной аппаратуры, так и с совершенствованием методов обработки информации. Настоящий доклад посвящен описанию этапов развития гравиметрических комплексов ЦНИИ «Электроприбор», а также рассмотрению перспектив совершенствования гравиметрической аппаратуры.

II. ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ 1970–1990-х гг.

В СССР изучение гравитационного поля началось в 50-х годах прошлого века с разработкой кварцевого демпфированного гравиметра. Первые гравиметрические съемки выполнялись с морских судов при небольшой качке. Под руководством Е.И. Попова (Институт физики Земли им. О.Ю. Шмидта) был разработан морской гравиметр с фоторегистрацией ГАЛ-М, гироскопический стабилизатор для которого был создан в ЦНИИ «Электроприбор».

Прибор под названием «МГФ» выпускался серийно и широко использовался в рамках экспедиционных работ по программе мировой гравиметрической съемки наряду с другими типами гравиметров первого поколения (ГМН-К, ГМН-72). Погрешность измерений данными комплексами составляла 3-5 мГал, а при благоприятных погодных условиях – 1,5-2 мГал.

Первый автоматизированный морской гравиметрический комплекс «Чета-АГГ» с демпфированным чувствительным элементом Института физики Земли был создан в ЦНИИ «Электроприбор» в 1982 г. Гравиметрический комплекс состоял из трех идентичных измерительных линий, общее количество приборов комплекса превышало 20 шт. с суммарной массой более 2 тонн (рис. 1).



Рис. 1. Гравиметрический комплекс «Чета-АГГ»

Экспедиционные работы с использованием комплекса «Чета-АГГ» производились более чем на 20-ти исследовательских судах. Были выполнены измерения на профилях длиной от 2,5 тыс. км в Атлантическом, Индийском, Тихом и Северном Ледовитом океанах. Самый длинный профиль осуществлен в Тихом океане (7 тыс. км). Самая длительная экспедиция (продолжительностью 270 суток) выполнена на научно-исследовательском судне «17-й съезд профсоюзов» [7]. Несмотря на то что заявленная среднеквадратическая погрешность измерений комплекса «Чета-АГГ» составляла 3 мГал, с его использованием выполнен ряд высокоточных морских съемок. Например, в 1992 г. в Атлантическом океане на площади 100 на 200 км произведена съемка разлома Кейн, где перепад аномалий силы тяжести составляет около 150 мГал. При этом была получена точность измерений 0,7 мГал, что позволило построить карту с сечением изоаномал 2 мГал [8].

III. МОБИЛЬНЫЕ ГРАВИМЕТРЫ СЕРИИ «ЧЕКАН»

В связи со значительными массогабаритными характеристиками комплексы «Чета-АГГ» не использовались геофизическими компаниями. К концу 20 века в отечественной гравиметрии наметилось существенное отставание от ведущих зарубежных компаний LaCosta-Romberg и Bodenseewerk [9]. В связи с этим ЦНИИ «Электроприбор» в 1996 г. в инициативном порядке начал разработку мобильного гравиметра нового поколения. И уже в 1998 г. были проведены сравнительные натурные испытания созданного макета мобильного гравиметра с серийным образцом американского гравиметра LaCosta-Romberg. Испытания выполнялись представителями норвежской геофизической

компании Норес в ходе морских сейсморазведочных работ и показали, что созданный в России прототип нового гравиметра по своим точностным и эксплуатационным характеристикам не уступает зарубежному аналогу [10].

Полученный положительный опыт позволил ЦНИИ «Электроприбор» в короткие сроки создать гравиметрический комплекс четвертого поколения – мобильный гравиметр «Чекан-АМ». Основным отличием мобильного гравиметра «Чекан-АМ» от комплексов предыдущих поколений является повышение точностных и эксплуатационных характеристик при многократном снижении его массы и габаритных размеров [4]. Кроме того, гравиметр «Чекан-АМ» создавался универсальным для измерений с морских и авиационных носителей.

Приборный состав мобильного гравиметра «Чекан-АМ» приведен на рис. 2. Основу комплекса составляет гравиметрический датчик на базе двойной кварцевой упругой системы крутильного типа, также созданной совместно с Институтом физики Земли. Гравиметрический датчик установлен в малогабаритную двухосную гиролатформу, предназначенную для удержания его оси чувствительности в направлении вертикали на подвижном носителе. Для поддержания постоянной температуры внутри корпуса гиролатформы в ее верхней части размещается прибор термостабилизации, управление которым выполняется блоком УМТ.



Рис. 2. Мобильный гравиметр «Чекан-АМ»

В комплект поставки гравиметра «Чекан-АМ» также входит персональный компьютер промышленного исполнения с программным обеспечением сбора и первичной обработки данных в реальном времени и программами диагностики основных приборов комплекса [11].

Применение гравиметра «Чекан-АМ» для проведения аэрогравиметрической съемки изначально имело ряд ограничений. Во-первых, использование сильно затухающего гравиметра приводило к сглаживанию измеряемого гравиметрического профиля вследствие высокой скорости движения носителя. Поэтому проблемным вопросом являлось уменьшение сглаживающих свойств чувствительного элемента гравиметра, обусловленных применением жидкостного демпфирования упругой системы. Во-вторых, использование двухосной гиролатформы приводило при разво-

роде носителя к значительному отклонению оси чувствительности гравиметра от вертикали в течение 10-15 мин.

Уменьшение влияния жидкостного демпфирования чувствительного элемента было достигнуто алгоритмическим способом путем восстановления выходного сигнала гравиметра цифровым фильтром [4]. Чтобы обеспечить невозможность двухосной гироскопической платформы при маневре, была реализована интегрированная система коррекции гиротертикали по измерениям скорости от спутниковой навигационной системы. А кроме того, был разработан и внедрен канал аналитической выработки курса, основанный на использовании данных от поплавковых гироскопов и волоконно-оптического датчика угловой скорости, установленного на стабилизируемой площадке гироскопической платформы [12].

Ключевые летные испытания гравиметра «Чекан-АМ» были проведены в Германии совместно с Брауншвейгским техническим университетом в 2008 г. Измерения гравиметра сопоставлялись с данными наземной карты. Результаты испытаний над Магдебургской аномалией (рис. 3) подтвердили возможность высокоточного измерения силы тяжести с использованием гравиметра «Чекан-АМ» с борта легкомоторного самолета даже на небольшой высоте [13].

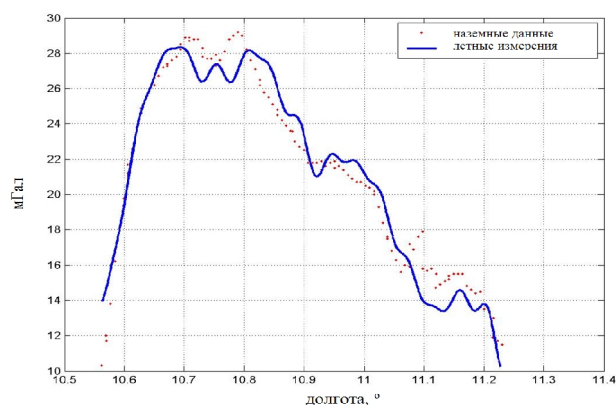


Рис. 3. Сравнение результатов аэросъемки с данными наземной карты

География использования гравиметров «Чекан-АМ» охватывает практически полный диапазон изменения силы тяжести Земли. Опыт эксплуатации показал, что в течение заданного срока службы гравиметры «Чекан-АМ» обеспечивают возможность проведения измерений во всем диапазоне без какой-либо перестройки гравиметрического датчика. Значение среднеквадратической погрешности морской съемки обычно варьируется от 0,2 до 0,8 мГал, что связано прежде всего со степенью волнения моря, при этом пространственное разрешение съемки обычно составляет от 300 до 1500 м (половина длины волны). Авиационные съемки с использованием гравиметров «Чекан-АМ» позволили выполнить высокоточные измерения силы тяжести в ряде труднодоступных районов Земли, в том числе в Гималаях, Арктике и Антарктике [14–17].

За прошедшие 20 лет для проведения морских и аэрогравиметрических съемок в интересах коммерческих геофизических работ использовалось более 50 образцов гравиметров «Чекан-АМ». За это время выполнено около 150 съемок в различных районах земного шара (рис. 4), а их

общая протяженность превысила 2,5 млн км. Кроме ведущих российских геологоразведочных организаций, гравиметры «Чекан-АМ» используют крупные геофизические компании из Норвегии, Германии, Дании, Великобритании, США и Китая.

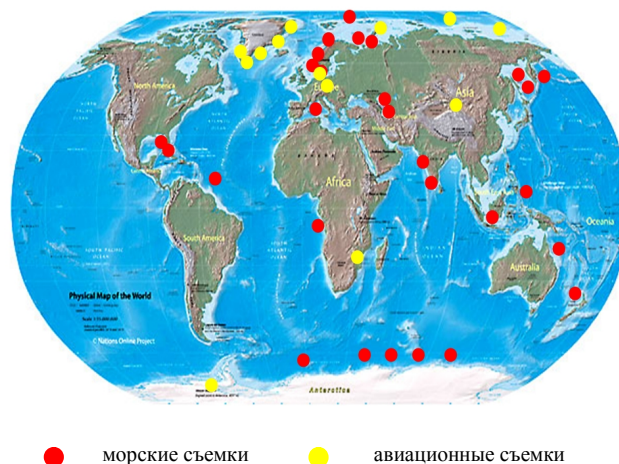


Рис. 4. География использования гравиметров «Чекан-АМ»

В 2011–2013 гг. ЦНИИ «Электроприбор» разработал новую модель гравиметра серии «Чекан», которая получила наименование «Шельф-Э» [4]. При ее создании был учтен многолетний опыт использования гравиметров «Чекан-АМ». В состав гравиметра «Шельф-Э» входят только два прибора: гравиметрический датчик, установленный в двухосный гиростабилизатор, и регистрирующий ноутбук со специализированным программным обеспечением (рис. 5).

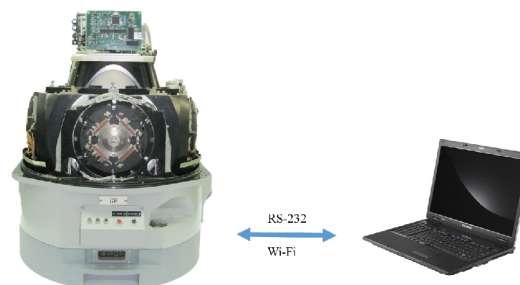


Рис. 5. Мобильный гравиметр «Чекан-АМ» (модель «Шельф-Э»)

В гравиметре «Шельф-Э» по сравнению с предыдущей моделью гравиметра «Чекан-АМ» еще в 2 раза удалось повысить инструментальную точность и в 5 раз снизить дрейф нуля-пункта, а также в 3 раза уменьшить энергопотребление аппаратуры [18].

Высокая инструментальная точность и чувствительность гравиметра «Шельф-Э» была продемонстрирована путем сопоставления его наземных показаний с вариациями силы тяжести, вызванными действием лунно-солнечных приливов [19]. Амплитуда суточных изменений силы тяжести при измерениях составляла от 0,015 до 0,05 мГал (рис. 6). Среднеквадратическое значение разности показаний гравиметра и рассчитанных по модели земных приливов за 6 суток не превысило 0,02 мГал.

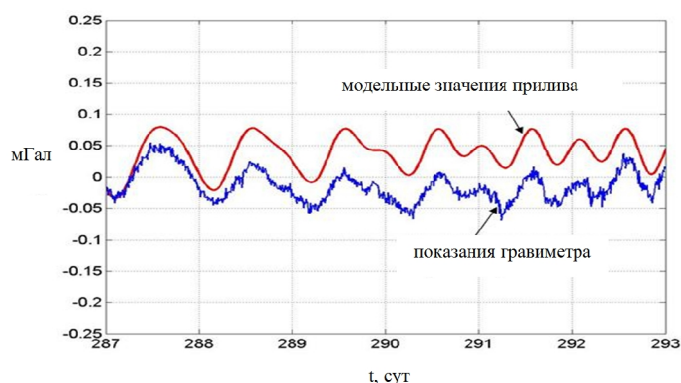


Рис. 6 Сравнение результатов измерений с модельными значениями лунно-солнечных приливов

Сегодня ЦНИИ «Электроприбор» продолжает серийный выпуск гравиметров «Шельф-Э», которые являются востребованными российскими и зарубежными компаниями. Новая модель гравиметра уже использовалась для выполнения целого ряда морских гравиметрических работ. В том числе впервые были произведены высокоточные измерения в районе Северного географического полюса Земли в рамках экспедиции «Арктика-2014» [20]. Наилучшей характеристикой качества гравиметра «Шельф-Э» являются результаты морской гравиметрической съемки, выполненной при участии ИФЗ РАН в акватории Индийского океана. Полученные невязки аномалий силы тяжести, вычисленные в точках пересечений съемочных галсов площадной гравиметрической съемки, в предельном значении составили 0,06 мГал [7].

IV. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Дальнейшее повышение точности и детальности измерения параметров гравитационного поля Земли остается важной задачей в области геодезии и геофизики. Сегодня становится ясно, что для ее решения необходимо создание принципиально новых средств измерений: аппаратуры для определения абсолютного значения силы тяжести и измерения составляющих отклонения отвесной линии на море, а также прецизионных гравитационных градиентометров.

Использование аппаратуры для определения абсолютного значения силы тяжести на подвижном основании поможет в краткосрочной перспективе преодолеть основной сдерживающий фактор в развитии морской и аэрогравиметрии – необходимость привязки результатов относительных измерений к береговым опорным пунктам, а также повысить итоговую точность за счет исключения систематических погрешностей относительного гравиметра, обусловленных нелинейностью градуировочной характеристики и дрейфом нуля-пункта. Создание гравитационных градиентометров позволит существенно повысить пространственную разрешающую способность измерений силы тяжести за счет непосредственного измерения вторых производных геопотенциала. А разработка аппаратуры для непосредственного измерения отклонений отвесной линии необходима для оперативного измерения с высокой точностью параметров гравитационного поля в сильно аномальных районах Мирового океана.

Как и при создании комплексов четвертого поколения, ЦНИИ «Электроприбор» в инициативном порядке начал работы по проектированию новой гравиметрической аппаратуры. Так, в 2016 г. была предложена концепция совместного использования абсолютного и относительного гравиметров для определения абсолютного значения силы тяжести в морских условиях. При абсолютных измерениях баллистическим гравиметром с помощью относительного гравиметра определяются текущие ускорения основания, что позволяет отбирать измерения абсолютного гравиметра, выполненные при минимальных инерционных ускорениях. Совместно с Институтом автоматики и электрометрии СО РАН был создан макет интегрированного гравиметрического комплекса и проведены его стендовые и натурные испытания в акватории Ладожского озера [21]. Результаты проведенных испытаний подтвердили возможность измерения абсолютного значения силы тяжести в морских условиях с точностью 0,1 мГал на пришвартованном судне и с точностью на уровне 1 мГал при волнении моря до 2 баллов (рис. 7).

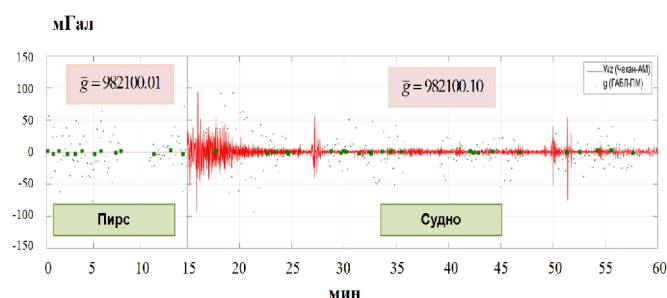


Рис. 7. Измерения абсолютного значения силы тяжести на пирсе и на пришвартованном судне

Совместное использование двух гравиметров не предполагает серьезного изменения методики выполнения морских гравиметрических работ. Полевые работы начинаются и заканчиваются проведением в порту опорных измерений; измерения на профилях съемки выполняются относительным гравиметром. А наличие дополнительных морских опорных пунктов позволяет более детально оценить дрейф нуля-пункта относительного гравиметра, а также снизить влияние погрешности определения масштабного коэффициента градуировочной характеристики при работе на значительном удалении от береговых опорных пунктов.

Также ЦНИИ «Электроприбор» выполняют работы по созданию комплекса для непосредственного измерения составляющих отклонения отвесной линии на море. Макет такого комплекса, представляющего собой зенитный телескоп, установленный на трехосную гиросtabilизированную платформу, был также испытан в натурных условиях (рис. 8). Результаты испытаний показали возможность измерения отклонений отвесной линии астрономо-геодезическим методом на слабо качающемся основании с высокой точностью [22].



Рис. 8. Макет гиросtabilизированного зенитного телескопа на судне

В настоящее время продолжается теоретическое и экспериментальное обоснование путей построения интегрированного геодезического комплекса, включающего описанную аппаратуру высокоточного определения абсолютных значений параметров гравитационного поля на акватории Мирового океана. Использование такого комплекса в краткосрочной перспективе позволит:

- оперативно картографировать гравитационные аномалии с высокой пространственной разрешающей способностью в сильно аномальных районах Мирового океана;
- повысить точность глобальных моделей геопотенциала за счет комплексирования данных спутниковых геодезических методов с данными морской и аэрогравиметрии, приведенными к единому уровню;
- повысить точность спутниковых альтиметров и градиентометров за счет создания морских калибровочных полигонов с эталонными величинами абсолютных значений силы тяжести и отклонений отвесной линии.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанные ЦНИИ «Электроприбор» гравиметрические комплексы четвертого поколения нашли широкое применение у российских и зарубежных заказчиков как для выполнения коммерческих геофизических работ в интересах поиска нефти и газа, так и для проведения различных геодезических исследований фигуры Земли. По своим точностным и эксплуатационным характеристикам созданные гравиметры не уступают лучшим зарубежным аналогам, что подтверждается многочисленными результатами работ, выполненных в течение более 15 лет.

В настоящее время начаты инициативные работы по созданию принципиально нового поколения гравиметрической аппаратуры, которая должна обеспечить прямые измерения абсолютных значений силы тяжести и отклонений отвесной линии в морских условиях.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 18-19-00627.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Конешов В.Н., Непоклонов В.Б., Сермягин Р.А., Лидовская Е.А. Современные глобальные модели гравитационного поля Земли и их погрешности // *Гирскопия и навигация*. 2013. №1. С. 107–118.
- [2] Forsberg, R., Olesen, A., Airborne gravity field measurements – status and developments, *Proceedings of the 4th IAG Symposium on Terrestrial Gravimetry: Static and Mobile Measurements* (TG-SMM 2016), pp. 9–18.
- [3] Витушкин Л.Ф. Абсолютные баллистические гравиметры // *Гирскопия и навигация*. 2015. № 3 (90). С. 3–12.
- [4] Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / ред. Пешехонов В.Г., Степанов О.А. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
- [5] Stepanov, O.A., Koshaev, D.A., Analysis of filtering and smoothing techniques as applied to aerogravimetry, *Gyroscopy and Navigation*, 2010, vol. 1, no. 1, pp. 19–25.

- [6] Stepanov, O.A., Koshaev, D.A., Motorin, A.V., Designing Models for Signals and Errors of Sensors in Airborne Gravimetry Using Nonlinear Filtering Methods, *Institute of Navigation International Technical Meeting 2015*, ITM 2015, pp. 220–227.
- [7] Конешов В.Н. Современные методы морской и аэрогравиметрии, созданные с участием ИФЗ РАН // *Земля и Вселенная*. №6. 2018. С. 13–20.
- [8] Железняк Л.К., Соловьев В.Н., Михайлов П.С. Современная морская гравиметрия // *Материалы международной конференции «Геодезия, картография, кадастр, ГИС – проблемы и перспективы развития»*. 2016. С. 11–20.
- [9] Nabighian, M.N., Ander, M.E., Grauch, V.J.S., Hansen, R.O., LaFehr, T.R., Li, Y., Pearson, W.C., Peirce, J.W., Phillips, J.D., Ruder, M.E., Historical development of the gravity method in exploration, *Geophysics*, 2005, vol. 70, no. 6, pp. 63–89.
- [10] Соколов А.В., Усов С.В., Элинсон Л.С. Опыт проведения гравиметрической съемки в условиях выполнения морских сейсмических работ // *Применение гравиметрических технологий в геофизике*. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2002. С. 21–33.
- [11] Краснов А.А., Соколов А.В. Современный комплекс программно-математического обеспечения мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // *Гирскопия и навигация*. 2015. № 2 (89). С. 118–131.
- [12] Краснов А.А., Одинцов А.А., Семенов И.В. Система гирскопической стабилизации гравиметра // *Гирскопия и навигация*. 2009. № 4. С. 54–69.
- [13] Krasnov, A.A., Nesenyuk, L.P., Sokolov, A.V., Stelkens-Kobsch, T.H., Heyen, R., Test results of the airborne gravimeter // *Материалы международного симпозиума «Наземная, морская и аэрогравиметрия: измерения на неподвижных и подвижных основаниях»* (TG-SMM2007). Главный редактор В.Г.Пешехонов. 2008. С. 73–77.
- [14] Forsberg, R., Olesen, A., Ferraccioli, F., Jordan, T., Matsuoka, K., Zakrajsek, A., Ghidella, M., Greenbaum, J., Exploring the Recovery Lakes region and interior Dronning Maud Land, East Antarctica, with airborne gravity, magnetic and radar measurements, *Geological Society, London, Special Publications*, 20 September 2017, 461, 23–34.
- [15] Forsberg, R., Olesen, A., Einarsson, I., Manandhar, N., Shrestha, K., Geoid of Nepal from Airborne Gravity Survey, *Earth on the Edge: Science for a Sustainable Planet. International Association of Geodesy Symposia*, Springer, Berlin, Heidelberg, 2014, vol. 139.
- [16] Barzaghi, R., Albertella, A., Carrion, D., Barthelmes, F., Petrovic, S., Scheinert, M., Testing Airborne Gravity Data in the Large-Scale Area of Italy and Adjacent Seas, *IGFS 2014. International Association of Geodesy Symposia*, 2015, vol. 144.
- [17] Lu, B., Barthelmes, F., Petrovic, S., Forste, C., Flechtner, F., Luo, Z., He, K., Li, M., Airborne gravimetry of GEOHALO mission: data processing and gravity field modeling, *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 2017, 122, 10, 586–10, 604.
- [18] Евстифеев М.И., Краснов А.А., Соколов А.В., Старосельцева И.М., Элинсон Л.С., Железняк Л.К., Конешов В.Н. Гравиметрический датчик нового поколения // *Измерительная техника*. 2014. № 9.
- [19] Мельхиор П. Земные приливы. М.: Мир, 1968. 482 с.
- [20] Казанин Г.С., Заяц И.В., Иванов Г.И., Макаров Е.С., Васильев А.С. Геофизические исследования в районе Северного Полюса // *Океанология*. 2016. Т. 56. № 2. С. 333–335.
- [21] Соколов А.В., Краснов А.А., Алексеенко А.С., Стусь Ю.Ф., Назаров Е.О., Сизиков И.С. Опыт измерения абсолютного значения силы тяжести на подвижном основании // *Гирскопия и навигация*. 2017. Т. 25. № 2 (97). С. 77–88.
- [22] Батрак Е.В., Гайворонский С.В., Кузьмина Н.В., Тарасов С.М., Цодокова В.В. Об опыте создания автоматизированного комплекса определения составляющих УОЛ и его дальнейшем развитии с целью применения в морских условиях // *Труды II Всероссийской научно-практической конференции «Совершенствование средств и методов сбора и обработки геопространственной информации и системы подготовки специалистов в области топогеодезического и навигационного обеспечения»*. 2018. С.23–27.

О взаимосвязи и общности решения задач навигации и гравиметрии в подводной робототехнике

Л.В. Киселев

Институт проблем морских технологий ДВО РАН
г. Владивосток, Россия
690091, ул. Суханова, 5-а
kiselev@marine.febras.ru

В.Б. Костоусов

Институт математики и механики им.
Н.Н. Красовского УрО РАН
г. Екатеринбург, Россия
620990, г. Екатеринбург, ул. Софьи Ковалевской, 16
vkost@imm.uran.ru

Аннотация — Рассматриваются информационно-вычислительные модели, связанные с решением задач навигации и гравиметрии в подводной робототехнике. На основе имеющихся экспериментальных данных даются вероятностные оценки точности траекторных измерений и картографирования аномалий силы тяжести, оценки информативности аномального гравитационного поля с целью навигации по восстановленной гравиметрической карте.

Ключевые слова — автономный подводный робот (автономный необитаемый подводный аппарат), управление движением, траекторные измерения, навигация, гравиметрия, информативность

I. О НЕКОТОРЫХ ОБЩИХ ЗАДАЧАХ НАВИГАЦИИ И ГРАВИМЕТРИИ

Общность задач инерциальной навигации и гравиметрии в аэрокосмических и океанографических исследованиях неоднократно отмечалась в трудах специалистов [1–4]. Совместное решение этих задач имеет принципиальное значение и в подводной робототехнике [5, 6]. В общей постановке смежных вопросов, относящихся к навигации и морским гравиметрическим измерениям, заложены не только общие принципы и теоретические модели, но и существенные различия в характеристиках и возможностях технической реализации систем. В навигации подводного робота с использованием инерциальной навигационной системы (ИНС) речь идет о шести величинах: трех координатах центра масс платформы и трех углах, определяющих ее положение. Вопрос заключается в точности измерений и конструктивных характеристиках, определяющих возможность установки ИНС на борт малоразмерного подводного аппарата. Основной вклад в навигационную ошибку вносят, как известно, акселерометры и датчики угловых скоростей. Современные ИНС, использующие волоконно-оптические гироскопы, имеют небольшие размеры и обеспечивают точность навигации подводного аппарата-робота в режиме счисления пути с накоплением ошибки определения координат 25–40 м/час в зависимости от реальных навигационных условий. Аналогичную точность обеспечивают курсовые приборы в сочетании с измерителями скорости, из которых наиболее точными являются акустические доплеровские лаги. Подобные си-

стемы получили применение в ряде глубоководных аппаратов, созданных в различные годы в ИПМТ ДВО РАН. При использовании ИНС необходимо исключить из показаний акселерометров величину ускорения силы тяжести, что, очевидно, предполагает определение ее среднего или текущего значения в данном районе. Это вносит дополнительную ошибку в навигационные вычисления.

Как правило, местоположение автономного или телеуправляемого подводного аппарата определяется в локальной прямоугольной системе координат (X, Y, Z) , связанной с положением донных гидроакустических маяков-приемоответчиков с последующим пересчетом в географические координаты. Навигация обеспечивается с помощью комплекса, в состав которого включаются бортовая автономная, гидроакустическая и спутниковая системы. Бортовая автономная система работает по принципу счисления пути, гидроакустическая и спутниковая системы используются для коррекции численных данных.

Основные соотношения, связывающие навигационные вычисления на основе данных ИНС и гравиметрию, имеют вид:

$$\{X(t), Y(t), Z(t)\} = \{X(0), Y(0), Z(0)\} + \iint \{a_x, a_y, a_z(t)\} dt^2,$$

где a_x, a_y, a_z – компоненты ускорения, измеренные с помощью бортовых акселерометров:

$$a_x = a \cos \psi \cos k + a_x^B, \quad a_y = a \sin \psi + a_y^B,$$

$$a_z = a \cos \psi \sin k + a_z^B + \hat{g}, \quad a = (a_x^2 + a_y^2 + a_z^2)^{1/2},$$

a_x^B, a_y^B, a_z^B – компоненты ускорений от внешних возмущений, $\hat{g}$ – принятое значение ускорения силы тяжести, ψ – дифферент, k – курс аппарата.

Альтернативный вариант навигационных определений, не связанный с гравиметрией, основан на использовании в системе счисления пути абсолютного доплеровского лага (при движении вблизи дна) в сочетании с измерителем курса – гироскопическим или магнитным. Соответствующие выражения имеют вид:

$$\{X(t), Y(t)\} = \{X(0), Y(0)\} + \int_0^t \{V_x, V_y\} dt,$$

где V_x , V_y – продольная и поперечная составляющие скорости по данным доплеровского лага. При выполнении гравиметрических измерений необходимо знать координаты и скорости носителя, при этом одно из основных требований заключается в минимизации возмущающих и инерционных ускорений, которым подвержено основание гравиметра. Экспериментально показано, что при гравиметрии с борта АНПА удастся обеспечить прецизионные измерения с достаточно высокой точностью навигационной привязки [5, 6]. Это создает предпосылки для картографирования локальных аномалий поля силы тяжести на основе данных траекторных измерений в заданной характерной области пространства.

II. МОДЕЛЬ ГРАВИМЕТРИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ И КАРТОГРАФИРОВАНИЯ АНОМАЛИИ СИЛЫ ТЯЖЕСТИ (АСТ)

Построением вычислительной модели и оценивание характеристик информационно-измерительной системы, удовлетворяющих требованиям гравиметрии, связано с решением следующих двух задач.

Первая задача относится к построению модели локального гравитационного поля, позволяющей оценить точностные параметры измерений с борта АНПА с учетом навигационных и динамических ошибок при покрытии заданного района сетью траекторий с последующим восстановлением карты поля по результатам измерений.

Другая задача состоит в оценке влияния параметров измерений на точность восстановления результирующей карты поля. К таким параметрам относятся:

- 1) параметры модели поля, принятой при решении первой задачи;
- 2) точностные характеристики интегрированной навигационной системы, включающей инерциальную навигационную систему и гидроакустическую систему навигации АНПА;
- 3) параметры движения АНПА при гравиметрической съемке путем покрытия области сетью траекторий.

Для конкретных оценок принята географическая карта остаточных аномалий силы тяжести в заливе Петра Великого Японского моря, полученная в лаборатории гравиметрии Тихоокеанского океанологического института ДВО РАН с помощью судовой прецизионной съемки гравиметром «Чекан-М» разработки концерна ЦНИИ «Электронприбор» (рис. 1, а).

III. ОЦЕНКА ИНФОРМАТИВНОСТИ АНОМАЛЬНОГО ПОЛЯ СИЛЫ ТЯЖЕСТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ

Характеристики информативности поля АСТ могут служить в качестве показателей, определяющих возможность использования данных гравиметрических измерений с борта АНПА для решения навигационной задачи на

основе метода корреляционно-экстремальной навигации [7, 8]. Допустим, что на борту носителя имеется эталонная карта прямоугольного участка (зоны коррекции) геофизического поля, заданная в виде матрицы интенсивностей поля в узлах равномерной регулярной сетки. Измеритель на борту носителя снимает фрагмент поля в последовательности отсчетов поля с постоянным шагом вдоль траектории. Здесь под фрагментом поля понимается набор отсчетов с привязкой их координат относительно первого отсчета. При этом за счет ошибок автономной инерциальной навигации измеренная форма трассы измерений отличается от формы истинной траектории. Задача метода коррекции навигационных параметров состоит в том, чтобы путем привязки измеренного фрагмента поля к эталонной карте уточнить требуемые навигационные параметры, например, координаты (широту, долготу) носителя. Привязка измерений к эталонной карте производится методом поиска глобального экстремума (максимума или минимума) некоторого функционала сравнения измеренного фрагмента и эталонных фрагментов, полученных из эталонной карты для различных гипотез об искомых навигационных параметрах.

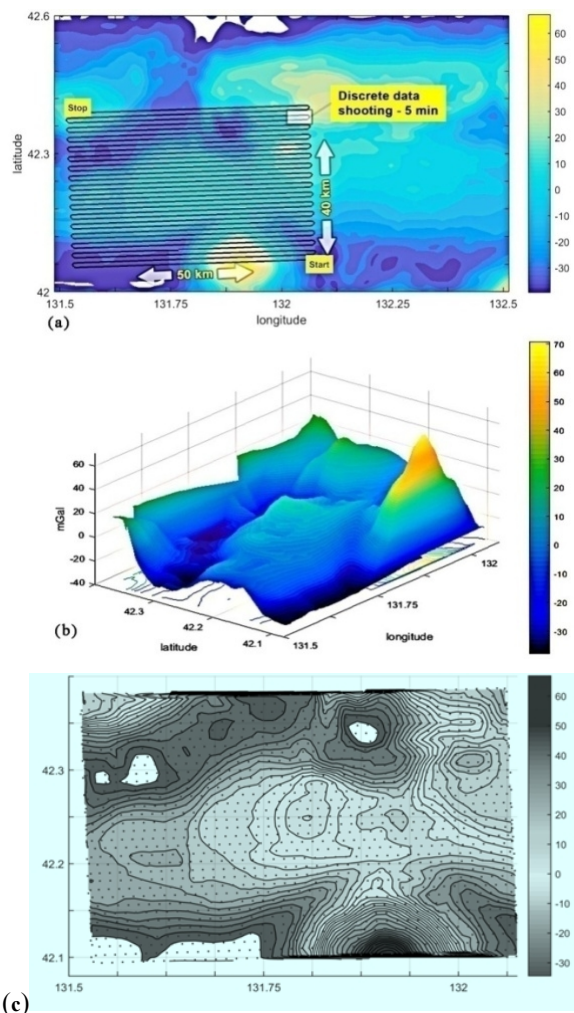


Рис. 1. Фрагмент географической карты АСТ с нанесенными на него траекториями типа «меандр» (а), 3D-изображение восстановленного участка поля (б), карта восстановленного участка АСТ (с)

Под оценкой информативности ГФП (в нашем случае АСТ) понимается точность навигационной коррекции, которая в свою очередь определяется величиной ошибок измерения и картографирования поля. Однако, «чувствительность» результата навигации к этим ошибкам определяется в основном степенью изменчивости самого поля. Конкретно в задаче требуется оценить информативность поля АСТ с использованием метода, изложенного в работах [9–11].

Наиболее точным и используемым на практике способом оценки информативности является метод статистического имитационного моделирования процесса коррекции навигационных ошибок, включающий многократное формирование последовательности измерений и их привязку к эталонной карте поля. С учетом особенностей задачи принимаются среднестатистические оценки ошибок измерения поля АСТ, ошибок картографирования и навигационных ошибок. Коррекция навигационных ошибок осуществляется минимизацией функционала сравнения измеренного фрагмента поля с эталонной матрицей.

Поиск минимального значения функционала сравнения является двухступенчатым и состоит из «грубого поиска» и «тонкого поиска». Грубый поиск производится по сетке гипотез с крупным шагом (кратным дискрету эталонной матрицы), покрывающей всю область возможного положения начальной точки трассы измерений (области поиска). «Тонкий» поиск проводится в окрестности результата «грубого» поиска с шагом, равным дискрету эталонной матрицы. Заметим, что для каждого запуска «грубого» поиска из N раз используются одни и те же гипотезы, и поэтому можно заранее рассчитать фрагменты сравнения с эталонной матрицей. Это позволяет уменьшить объем вычислений в том случае, если при вычислении значений поля по эталонной матрице используется интерполяция или другие более трудоемкие вычисления по сравнению с взятием значения по адресу.

Для ускорения вычислительных процедур в представленной модели использовался графический процессор по технологии массивно параллельных вычислений. Вычисления проводились на основе карты АСТ, изображенной на рис. 1. Вдоль прямолинейных трасс длиной около 60 км, направленных вдоль оси X , производились траекторные измерения с шагом $\Delta X=100$ м для шести зон-фрагментов рассматриваемого района (рис. 2, а), в каждой зоне моделировалось $N=1000$ сеансов коррекции. Зоны коррекции показаны на фоне карты информативности (рис. 2, б).

Элементы матрицы информативности вычисляются путем усреднения модулей градиентов поля АСТ, вычисленных в радиальных направлениях в пределах круга с радиусом, равным шагу матрицы информативности. Ошибка позиционирования по карте обратно пропорциональна величине среднего градиента в точках трассы измерений и прямо пропорциональна уровню суммарной ошибки измерения и картографирования. Поэтому значение матрицы информативности в точке можно трактовать как обратную величину ошибки позиционирования в окрестности этой точки, приходящуюся на единицу суммарной ошибки измерения и картографирования.

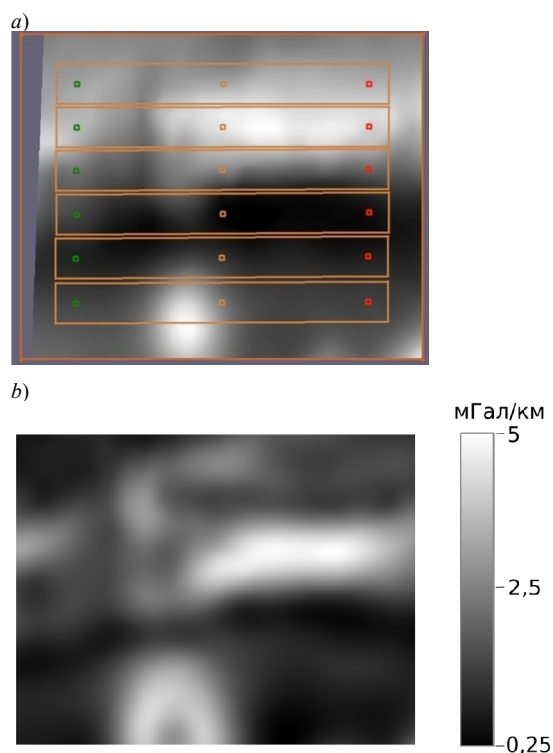


Рис. 2. Шесть выбранных зон для оценки информативности поля АСТ (а), карта информативности исследуемого фрагмента поля (б)

В заключение следует отметить следующее:

1. Имеющиеся экспериментальные данные свидетельствуют о том, что автономный подводный робот как хорошо стабилизированная платформа позволяет производить высокоточные морские гравитационные измерения. Модельные эксперименты по восстановлению карты поля на основе результатов траекторных измерений позволяют оценить результирующую ошибку картографирования поля АСТ на уровне нескольких единиц мГал с точностью географической привязки порядка нескольких метров.

2. На примере карты поля АСТ получена оценка точности коррекции навигационных ошибок с помощью решения задачи корреляционно-экстремальной навигации по полю АСТ. Для рассматриваемого района СКО коррекции составляет 300-500 м для трасс длиной 60 км при измерениях поля с шагом 100 м.

3. Показана зависимость информативности поля АСТ от усредненных оценок модуля градиента поля и априорных сведений о статистических характеристиках ошибок измерения значений поля и ошибок картографирования. Матрица усредненных оценок модуля градиента с переходом к обратным значениям характеризует предельно достижимые точности оценивания в расчете на единичный уровень суммарной ошибки измерения и картография. Например, максимальное значение построенной матрицы информативности, равное 5 мГал/км, говорит о том, что минимальная ошибка позиционирования по данной карте при уровне СКО суммарной ошибки в 1 мГал составит величину не менее 200 м.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Железняк Л.К., Конешов В.Н. Изучение гравитационного поля Мирового океана // Вестник РАН. 2007. Т. 77. №5.
- [2] Zumberge, M.A., Hildebrand, J.A., Stevenson, J.M., Submarine measurements of the Newtonian gravitational constant, *Physical review letters*, 1991, vol. 67, №22.
- [3] Zumberge, M.A., Sasagawa, G., Zimmerman, R., Ridgway, J., Autonomous Underwater Vehicles Borne Gravity Meter. Patent Application Pub.No.: US 2010/0153050 A1, Jun. 17, 2010.
- [4] Kinsey, J.C., Tivey, M.A., Yoerger, D.R., Toward High-Spatial Resolution Gravity Surveying of the Mid-Ocean Ridges with Autonomous Underwater Vehicles, WHOI Deep Ocean Exploration Institute and a WHOI Green Innovation Technology Award, 2009.
- [5] Инзарцев А.В., Киселев Л.В., Костенко В.В., Матвиенко Ю.В., Павин А.М., Щербатюк А.Ф. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применения. Отв. ред. Л.В.Киселев. Изд. Дальпресс, 2018. 368 с.
- [6] Ageev, M.D., AUV-a precise platform for underwater gravity measurement, *Proc. of IEEE OCEANS'94*, Brest, 1994, vol. 1.
- [7] Степанов О.А., Торопов А.Б. Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч.1. Обзор алгоритмов // Гироскопия и навигация. 2015. №3 (90). С. 102–125.
- [8] Степанов О.А., Торопов А.Б. Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч.2. Современные тенденции // Гироскопия и навигация. 2015. №4 (91). С. 147–159.
- [9] Kiselev, L.V., Medvedev, A.V., Kostousov, V.B., Tarkhanov, A.E., Autonomous underwater robot as an ideal platform for marine gravity surveys, *Proc. of the 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2017, pp. 605–608.
- [10] Berdyshev, V.I., Kiselev, L.V., Kostousov, V.B., Mapping Problems of Geophysical Fields in Ocean and Extremum Problems of Underwater Objects Navigation, *IFAC Papers On Line* 51-32 (2018), pp. 189–194.
- [11] Бердышев В.И., Костоусов В.Б. Экстремальные задачи и модели навигации по геофизическим полям. Екатеринбург: УрО РАН, 2007. С. 270.

Анализ эффективности использования спутниковых измерений при определении аномалий силы тяжести на море*

Д.А. Кошаев
Университет ИТМО,
АО «Концерн «ЦНИИ
«Электроприбор»
Санкт-Петербург
dkoshaev@yandex.ru

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

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

Аннотация — Исследуется эффективность привлечения измерений спутниковых навигационных систем (СНС) при определении аномалий силы тяжести (АСТ) на море путем решения задач фильтрации и сглаживания с использованием данных СНС и гравиметра. АСТ, вертикальная качка, погрешности спутниковых измерений и гравиметра представляются в виде стохастических процессов. Анализ проводится на основе среднеквадратических отклонений погрешностей оценивания АСТ, рассчитанных при различном волнении и режимах обработки данных СНС.

Ключевые слова — аномалия силы тяжести, фильтрация, сглаживание, точность оценивания, спутниковые измерения

I. ВВЕДЕНИЕ

Измерения аномалии силы тяжести (АСТ) и карты, составленные на их основе, широко применяются в навигации, геологоразведке и геофизике [1–7]. В связи с необходимостью получения измерений на значительных площадях суши и Мирового океана гравиметрическая съемка нередко выполняется с подвижных объектов: искусственных спутников Земли, самолетов и судов [1, 8–11]. Среди перечисленных носителей искусственные спутники Земли позволяют получить наибольший (глобальный) охват земной поверхности, однако в силу удаленности от источников гравитационных аномалий такие измерения не обладают точностью и пространственным разрешением, необходимым при решении ряда прикладных задач [1, 4, 7]. В связи с этим морские и авиационные гравиметрические съемки сохраняют важное значение [1, 5, 6, 8, 10, 11]. При их проведении гравиметр измеряет как полезный сигнал – АСТ, так и ускорения, вызванные вибрацией и вертикальными перемещениями носителя аппаратуры. Такие ускорения могут на несколько порядков превосходить АСТ, поэтому выделение полезного сигнала играет ключевую роль при обработке результатов гравиметрической съемки, выполняемой на подвижных объектах [12–17].

Задача выделения полезного сигнала решается аппаратными [1, 18–20] и алгоритмическими методами [1, 12–17]. К первой группе, в частности, относится виброзащита гравиметров, а применительно к морским гравиметрам – и демпфирование его чувствительного элемента специальной

вязкой жидкостью. Ко второй – различные алгоритмы фильтрации и сглаживания, основанные на том или ином описании полезного сигнала и помех измерений. Частотный состав измеряемой АСТ зависит от скорости носителя гравиметра.

Для авиационных носителей спектральные плотности АСТ и вертикальных ускорений пересекаются. Это ограничивает возможность решения задачи оценивания АСТ с приемлемой точностью при использовании лишь показаний гравиметра, и требуется привлечение внешней информации о вертикальных перемещениях объекта с целью последующей компенсации порождаемых ими вертикальных ускорений. Необходимая для этих целей информация вырабатывается с использованием данных СНС.

При выполнении гравиметрической съемки на морском объекте спектры АСТ и вертикальных ускорений разнесены, что позволяет получить оценку АСТ с приемлемой точностью, не привлекая измерения СНС. Это достигается путем решения задач фильтрации и сглаживания, опираясь только на модели полезного сигнала и вертикальных ускорений, задаваемых в том или ином виде. Однако такой подход эффективен лишь при соблюдении определенных требований к балльности морского волнения и скорости судна. В докладе обсуждаются возможности снижения этих требований и повышения точности оценивания АСТ за счет привлечения скоростных и позиционных данных СНС с целью компенсации вертикальных ускорений. Приводятся постановка задачи оценивания аномалии силы тяжести и ее решение в режиме фильтрации и сглаживания в рамках байесовского подхода. Для проведения исследования используется универсальная моделирующая программа, позволяющая рассчитывать среднеквадратические отклонения (СКО) погрешностей оценивания АСТ, характеризующие потенциальную точность при различных условиях.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОЦЕНИВАНИЯ АНОМАЛИИ СИЛЫ ТЯЖЕСТИ

Представим показания гравиметра на подвижном объекте как

$$y_g = \tilde{g} + \ddot{h} + v_g, \quad (1)$$

где $\tilde{g}$ – АСТ, $\ddot{h}$ – вертикальное ускорение, v_g – бел шумная погрешность. Предполагается, что (1) вырабатывается без запаздывания, и здесь уже исключена нормальная составляющая ускорения силы тяжести и скомпенсированы эффекты Этвеша и Гаррисона.

Полагая, что судно движется по прямолинейной траектории (галсу) с постоянной скоростью V , для описания АСТ воспользуемся моделью Джордана в виде уравнений [21]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -\beta x_1 + x_2, & \dot{x}_2 &= -\beta x_2 + x_3, & \dot{x}_3 &= -\beta x_3 + w_g, \\ \tilde{g} &= -\beta \zeta x_1 + x_2, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\beta = V\alpha$, α – параметр, определяющий пространственную изменчивость АСТ; $\sigma_{\tilde{g}}$ – СКО АСТ; w_g – порождающий белый шум интенсивности $10\beta^3\sigma_{\tilde{g}}^2$, $\zeta = (\sqrt{5}-1)/\sqrt{5}$.

Вертикальное движение судна опишем с помощью трех других дифференциальных уравнений [22]:

$$\dot{x}_4 = x_5, \quad \dot{x}_5 = x_6, \quad \dot{x}_6 = -a_3 x_4 - a_2 x_5 - a_1 x_6 + w_{\Delta h}. \quad (3)$$

Здесь $\Delta h = x_4$ – вертикальное перемещение над усредненным уровнем моря в районе съемки, $\dot{h} = -x_5$, $\ddot{h} = -x_6$ – вертикальная скорость и ускорение, $a_3 = (\lambda^2 + \mu^2)\gamma$, $a_2 = \lambda^2 + \mu^2 + 2\mu\gamma$, $a_1 = 2\mu + \gamma$, $w_{\Delta h}$ – порождающий белый шум интенсивности $2\sigma_{\Delta h}^2 a_3 (a_1 a_2 - a_3)/a_1$, $\sigma_{\Delta h}$ – СКО вертикальных перемещений, $\lambda = 2\pi/T$, $\mu = 1/\tau$, T , τ – преобладающий период и интервал корреляции, γ – заданный коэффициент. Выбор модели (3) в данной задаче обусловлен тем, что она способна адекватно передать необходимые свойства Δh : наличие конечной второй производной, стационарность и узкополосность.

С учетом введенных моделей, измерения (1) могут быть переписаны в виде

$$y_g = -\beta \zeta x_1 + x_2 - x_6 + v_g. \quad (4)$$

Таким образом, задача определения АСТ сводится к оцениванию вектора состояния x , компоненты x_i , $i = \overline{1,6}$, которого описываются уравнениями (2), (3), по измерениям (4). Такой подход находит широкое применение в морской гравиметрии [1, 17].

Дополним (4) полученными по данным СНС измерениями высоты h над референц-эллипсоидом и вертикальной скорости $\dot{h}$:

$$y_h^m = h + \delta h^m + v_h^m, \quad y_{\dot{h}} = \dot{h} + v_{\dot{h}}, \quad (5)$$

где m – признак режима обработки данных СНС, δh^m – медленно меняющаяся погрешность определения высоты, v_h^m , $v_{\dot{h}}$ – бел шумные погрешности. Измерения (5) формируются из исходных измерений СНС, относящихся к фазовому центру антенны, путем их пересчета на точку расположения чувствительного элемента гравиметра. Под режимами работы данных СНС будем понимать:

- $m=1$ – дифференциальные режимы обработки фазовых измерений с разрешением их неоднозначности; в задаче фильтрации это Real Time Kinematic (RTK), а в задаче сглаживания – Post Processing Kinematic (PPK);
- $m=2$ – кодовый дифференциальный режим или ДГЛОНАСС/DGPS;
- $m=3$ – обычный, недифференциальный режим.

В режиме RTK/PPK измерения вертикальной скорости $y_{\dot{h}}$ не применяются, так как они формируются по временным приращениям фаз и не дают ничего нового по отношению к полученным по фазам измерениям высоты y_h^1 .

Медленно меняющиеся составляющие измерений высоты δh^m представим в виде стационарных марковских процессов 1-го порядка. Высоту h определим как $h = h^* - \Delta h = h^* - x_4$, где h^* – усредненный уровень моря в районе съемки. Значение h^* может быть неизвестно, более того, оно может меняться из-за приливов и отливов. Поэтому в общем случае в вектор состояния x вводится величина h^* в виде случайной константы или медленно меняющегося процесса. Для вертикальной скорости согласно (3) имеем $\dot{h} = -\dot{x}_5 = -x_6$.

Введем $h^* = x_7$ с математическим ожиданием, равным априорной оценке h^* и $\delta h^m = x_8$, тогда измерения (5) принимают вид:

$$y_h^m = -x_4 + x_7 + x_8 + v_h^m, \quad y_{\dot{h}} = -x_6 + v_{\dot{h}}. \quad (6)$$

Хотя режимы RTK/PPK многократно превосходят по точности ДГЛОНАСС/DGPS, одновременно с y_h^1 имеет смысл обрабатывать и y_h^2 , а в векторе состояния, помимо $\delta h^1 = x_8$, учитывать $\delta h^2 = x_9$. Это даст дополнительные преимущества на интервале, где возникают проблемы с разрешением фазовой неоднозначности, и реализация RTK/PPK оказывается невозможна. Оценка погрешности δh^2 , полученная в период действия RTK/PPK, позволит эффективнее использовать y_h^2 при временном пропадании y_h^1 .

Как вариант рассмотрим также решение задачи оценивания АСТ без учета модели вертикальной качки – на основе только данных СНС и модели (2) для АСТ. В этом случае из (1), (5) сформируем разностные измерения

$z_h^m = y_h^m - \eta$, $z_h = y_h - \vartheta$, в которых $\vartheta = \int_{t_0}^t y_g(\tau) d\tau$, $\eta = \int_{t_0}^t \vartheta(\tau) d\tau$, t_0 – начальный момент решения задачи, t – момент получения измерений СНС y_h^m , y_h . Вместо 4-7-й компонент вектора состояния, которые отвечали за вертикальную качку, здесь будем использовать пару компонент x_4 , x_5 , таких как

$$\dot{x}_4 = x_5, \quad \dot{x}_5 = \tilde{g} + v_g = -\beta \zeta x_1 + x_2 + v_g. \quad (7)$$

С их помощью z_h^m , z_h представим как

$$z_h^m = -x_4 + x_6 + v_h^m, \quad z_h = -x_5 + v_h, \quad (8)$$

где x_6 играет роль δh^m . Измерение z_h в (8) имеет такой же вид, как y_h в (6), но нужно иметь в виду, что x_5 в этих уравнениях разные. Задача оценивания АСТ по разностным измерениям (8) является инвариантной по отношению к динамике судна, тогда как при использовании модели вертикальной качки (3) и измерения (4) либо совокупности измерений (4), (6) имеем неинвариантную задачу [25]. Решение неинвариантной задачи заведомо точнее, поскольку в ней используется больше информации. В любом варианте для рассмотренной задачи применимы фильтр Калмана и алгоритмы сглаживания [23–25].

III. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕНИЙ

Эффективность решений определялась по СКО погрешностей оценивания АСТ. Их значения рассчитывались при использовании трех указанных выше режимов обработки данных СНС. СКО погрешностей измерений высоты и вертикальной скорости для этих режимов приведены в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1 СКО ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ СНС

Режим	СКО осредненного на 1 с шума и СКО медленно меняющейся погрешности высоты [м]	СКО осредненного на 1 с шума вертикальной скорости [м/с]
RTK/PPK	0,02	0,03
ДГЛОНАСС/DGPS	0,35	
Недифференциальный	2	

Интервал корреляции медленно меняющихся погрешностей высоты для всех режимов задан равным 10 мин. Предполагалось, что данные СНС поступают с частотой 10 Гц.

Для вертикальной качки варьировались два параметра – это установившееся СКО вертикального ускорения $\sigma_{\ddot{h}} = \sigma_{\Delta h} \sqrt{a_3 / a_1}$ и преобладающий период T . В расчетах использовались три пары значений $\sigma_{\ddot{h}}, T$: 10 Гал и 5 с; 20 Гал и 10 с; 50 Гал и 15 с. Интервал корреляции и установившееся СКО вертикальных перемещений определялись как $\tau = 3T$, $\sigma_{\Delta h} = \sigma_{\ddot{h}} \sqrt{a_1 / a_3}$ при $\gamma = 0,1 \text{ с}^{-1}$. При этом

фиксировались СКО осредненного на 1 с шума v_g гравиметра 1 мГал, СКО АСТ $\sigma_{\tilde{g}} = 30$ мГал, СКО градиента АСТ $\sigma_{\partial \tilde{g} / \partial l} = \sigma_{\tilde{g}} / V = \sqrt{2} \alpha \sigma_{\tilde{g}} = 3$ мГал/км. Для скорости судна V принимались значения в 10 и 5 узл. Скорость 10 узл. характерна для судов, занимающихся только гравиметрической съемкой. Скорость 5 узл., как правило, бывает у судов при проведении комплексных геофизических изысканий.

Расчеты проводились с использованием универсальной моделирующей программы, позволяющей вычислять СКО погрешностей решения различных задач линейного оценивания. По отношению к описанной в [26] версии программа была доработана в части решения задач сглаживания и защиты от вычислительных погрешностей. Полученные установившиеся значения СКО погрешностей оценивания АСТ с точностью до десятых долей мГал приведены в табл. 2. Время выхода на эти значения составляет до 800 с. В таблице приведены СКО погрешностей оценивания АСТ при совместном использовании модели вертикальной качки и данных СНС. Ячейки с этими СКО обведены пунктирной линией. Здесь были задействованы дифференциальные уравнения (2), (3), $\dot{x}_7 = 0$ и измерения (4), (6), причем для RTK/PPK использовались только y_h^1 . В нижней строке таблицы приведены СКО погрешностей АСТ, полученные без привлечения данных СНС. В этих вариантах применялись дифференциальные уравнения (2), (3) и измерение (4). Два последних столбца таблицы содержат СКО для задач, решаемых без учета модели качки. Это делается с помощью дифференциальных уравнений (2), (7) и измерения (8), где для RTK/PPK в обработке участвует только z_h^1 .

По этой таблице можно проанализировать эффект от привлечения данных СНС при том или ином режиме их обработки и оценить, насколько велика польза от учета модели качки. Для меньших значений $\sigma_{\ddot{h}}$ и скорости V , которая влияет на изменчивость АСТ во времени, роль модели вертикальной качки при оценивании АСТ будет больше, соответственно, эффект от применения данных СНС слабее. Действительно, поскольку вертикальное ускорение играет роль помехи в измерении гравиметра (5), с уменьшением $\sigma_{\ddot{h}}$ информативность (5) с точки зрения АСТ растет. В то же время при снижении V повышается плотность этих измерений на единицу длины пройденного пути. И то и другое способствует повышению точности оценивания АСТ за счет (5). Роль измерений СНС при этом уменьшается.

Обращает на себя внимание 3-6-кратное отличие точностей АСТ при фильтрации и сглаживании. Однако, несмотря на подавляющее преимущество сглаживания, результатами фильтрации пренебрегать не стоит. Они полезны для оперативного мониторинга качества выполненной съемки. Следует лишь иметь в виду, что точность фильтрации, реализуемой в реальном масштабе времени, существенно ниже точности при сглаживании, реализуемой в камеральном режиме.

ТАБЛИЦА 2. СКО ПОГРЕШНОСТЕЙ ОЦЕНИВАНИЯ АСТ [мГал]
ПРИ ФИЛЬТРАЦИИ (В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ)/ПРИ СГЛАЖИВАНИИ (В КАМЕРАЛЬНОМ РЕЖИМЕ)

Обработка данных СНС	Параметры модели вертикальной качки						Модель вертикальной качки не учитывается	
	$\sigma_{\dot{h}}=10$ Гал, $T=5$ с		$\sigma_{\dot{h}}=20$ Гал, $T=10$ с		$\sigma_{\dot{h}}=50$ Гал, $T=15$ с			
	$V=10$ узл	$V=5$ узл	$V=10$ узл	$V=5$ узл	$V=10$ узл	$V=5$ узл	$V=10$ узл	$V=5$ узл
RTK	0,6	0,3	0,6	0,3	0,6	0,3	0,6	0,3
PPK	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
ДГЛОНАСС/ DGPS	1,2	0,6	1,5	0,9	1,7	1,0	1,8	1,0
	0,2	0,1	0,3	0,2	0,4	0,2	0,4	0,2
Недифферен- циальный режим	1,2	0,6	1,6	0,9	2,0	1,2	2,2	1,3
	0,2	0,1	0,3	0,2	0,4	0,2	0,6	0,3
Не применяется	1,2	0,6	1,8	1,0	2,7	1,5		
	0,2	0,1	0,3	0,2	0,5	0,2		

Из табл. 2 видно, что кардинально повысить точность оценок АСТ, основанных на модели вертикальной качки можно только в случае прецизионной обработки данных СНС в режимах RTK/PPK. В рассмотренных вариантах выигрыш от применения RTK/PPK при скорости $V=10$ узл. составляет от 2 до 5 раз. Но и при скорости $V=5$ узл. применение RTK/PPK вполне актуально при умеренном ($\sigma_{\dot{h}}=20$ Гал) и сильном ($\sigma_{\dot{h}}=50$ Гал) волнении. В то же время учитывать модель качки при обработке данных СНС в режимах RTK/PPK особого смысла не имеет, так как без учета модели СКО получаются такими же, как в случае ее учета при слабом волнении ($\sigma_{\dot{h}}=10$ Гал).

Приведенные результаты позволяют говорить о возможности ослабления требований к условиям проведения съемки, обусловленным волнением, при определении АСТ на море благодаря привлечению данных СНС в режимах RTK/PPK. Про обычный (недифференциальный) и кодовый дифференциальный режимы такого сказать нельзя. Они значительно уступают по эффективности RTK/PPK. Даже в условиях сильного волнения СКО погрешности оценивания АСТ на основе модели качки без привлечения данных СНС не сильно отличается от СКО, которые имеют место при недифференциальном и ДГЛОНАСС/DGPS-режимах обработки данных СНС с учетом модели качки. В задаче сглаживания применение этих режимов практически ничего не дает. Отказываться от учета модели качки при работе в недифференциальном и ДГЛОНАСС/DGPS-режимах не следует, так как в силу грубости этих режимов здесь роль модели в оценивании АСТ, в отличие от случая применения RTK/PPK, достаточно велика.

Говоря о достоинствах режимов RTK/PPK, нельзя забывать об их уязвимости. Устойчивая работа в этих режимах обеспечивается при расстоянии до ближайшей базовой станции в пределах нескольких десятков километров (обычно не более 20 км) при использовании одночастотных измерений и примерно 100 км при работе с двухчастотными измерениями, которые позволяют компенсировать ионосферную задержку – один из основных источников погрешностей спутниковых измерений. При несоблюдении указанных условий возникают проблемы с разрешением фазовой неоднозначности. Однако четкой границы, где режимы RTK/PPK могут быть реализованы, а где нет, не

существует. На практике при значительных удалениях от базовой станции часть навигационных решений может быть получена в RTK/PPK, а там, где разрешение фазовой неоднозначности ненадежно, – в более грубом кодовом дифференциальном режиме ДГЛОНАСС/DGPS. Получается смешанная диаграмма режимов обработки данных СНС. Такой сценарий и рассматривается далее применительно к задаче оценивания АСТ.

На рис. 1 представлены графики СКО погрешностей фильтрации и сглаживания АСТ в случае прерывания RTK/PPK на 2, 4, 6 и 10 мин и перехода на это время в режим ДГЛОНАСС/DGPS. Эти результаты получены при скорости судна $V=10$ узл. без применения модели вертикальной качки (3). Если модель качки использовать, значения СКО меняются в меньшую сторону, но очень незначительно. На более низкой скорости из-за меньшей временной изменчивости АСТ СКО при перерывах RTK/PPK будет нарастать медленнее, т.е. рассматриваемый случай с $V=10$ узл. является менее благоприятным, чем $V=5$ узл. Во время действия RTK/PPK одновременно с прецизионным измерением y_h^1 использовалось y_h^2 . Как уже отмечалось, это позволяет оценить медленно меняющуюся погрешность δh^2 и иметь более точные данные о высоте при пропадании y_h^1 .

Из верхнего графика видно, что точность АСТ в задаче фильтрации успевает существенно деградировать уже на двухминутном интервале выхода из RTK. Точность АСТ в задаче сглаживания за 2 мин без PPK практически не меняется. Она слабо меняется и при прерывании PPK на 4 мин. Затем по мере увеличения перерыва в PPK СКО в задаче сглаживания начинает резко увеличиваться, приближаясь к установившемуся для режима ДГЛОНАСС/DGPS значению в 0,4 мГал. Из полученных результатов можно сделать вывод о стабильном уровне точности сглаживания АСТ при разрывах в диаграмме использования PPK до нескольких минут.

Обращаем внимание на всплески СКО погрешностей сглаживания АСТ непосредственно перед и после действия режима ДГЛОНАСС/DGPS. Это проявление краевого эффекта сглаживания, связанного с тем, что высокоточных PPK-измерений высоты с одной стороны от рассматриваемой

мого момента времени оказывается больше, чем с другой. Понятно, что при частых перерывах в РПК СКО погрешностей сглаживания из-за краевого эффекта не сможет возвращаться к установившемуся при непрерывном РПК значению 0,13 мГал. Но при действии режима РПК на интервалах, сопоставимых по длительности с его прерываниями, СКО погрешности сглаживания АСТ будет снижаться примерно до этих 0,13 мГал.

Отметим, что альтернативой РПК может быть камеральная обработка данных СНС в режиме РРР, которая опирается на уточненные данные об эфемеридах и шкалах времени СНС, а также на информацию о состоянии ионосферы и тропосферы. Режим РРР интересен тем, что он не требует развертывания базовой станции непосредственно в районе проведения съемки и при этом позволяет разрешать неоднозначность фазовых измерений СНС. В настоящей работе этот режим не исследовался. Его точность занимает промежуточное положение между РПК и ДГЛОНАСС/DGPS.

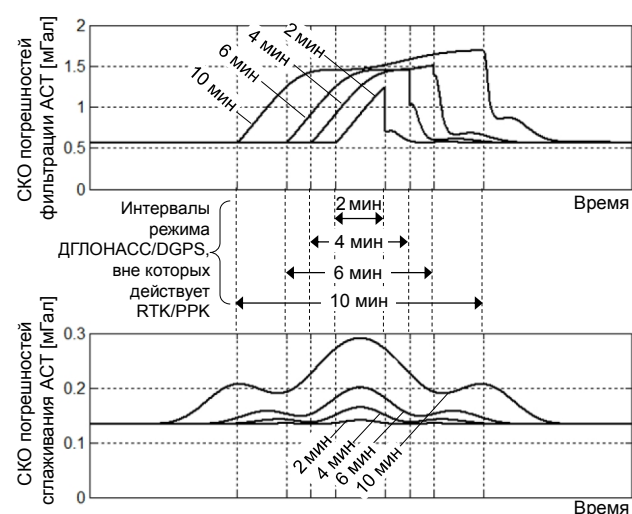


Рис. 1. СКО погрешностей оценивания АСТ при переходе из RTK/PPK в ДГЛОНАСС/DGPS и обратно при $V=10$ узл.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследована эффективность привлечения спутниковых измерений при определении аномалий силы тяжести на море за счет учета вертикальной качки и компенсации вертикальных инерционных ускорений.

Расчеты, проведенные с помощью моделирующей программы, показали, что кардинально повысить точность определения АСТ можно при использовании фазовых измерений СНС в режимах RTK/PPK. Применение этих режимов позволяет снизить требования к условиям проведения съемки, обусловленным морским волнением.

Недифференциальный и кодовый дифференциальный режимы обработки данных СНС значительно уступают по эффективности RTK/PPK и практически не приносят ощутимой пользы при оценивании АСТ с использованием спутниковых измерений. При решении задачи сглаживания АСТ с применением РПК, когда из-за проблем с раз-

решением фазовой неоднозначности приходится периодически переходить в режим ДГЛОНАСС/DGPS, точность оценивания АСТ не существенно снижается, если длительность перерывов режима РПК не превышает 4 мин.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли. Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова; науч. редактор д.т.н. О.А. Степанов. СПб., 2017. 390 с.
- [2] Zeng, H., Meng, X., Yao, C., Li, X., Lou, H., Guang, Z., Li, Z., Detection of reservoirs from normalized full gradient of gravity anomalies and its application to Shengli oil field, East China, *Geophysics*, 2002, vol. 67, issue 4, pp. 1138–1147.
- [3] Болотин Ю.В., Голован А.А. О методах инерциальной гравиметрии. Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2013. № 5. С. 59–67.
- [4] Wang, H., Wu, L., Chai, H., Bao, L., and Wang, Y., Location Accuracy of INS/Gravity-Integrated Navigation System on the Basis of Ocean Experiment and Simulation, *Sensors*, 2017, vol. 17, no. 12, p. 2961.
- [5] Lu, B., Barthelmes, F., Petrovic, S., Forste, C., Flechtner, F., Luo, Z., He, K., Li, M., Airborne gravimetry of GEOHALO mission: data processing and gravity field modeling, *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 2017, 122, pp. 10586–10604.
- [6] Forsberg, R., Olesen, A., Ferraccioli, F., Jordan, T., Matsuoka, K., Zakrajsek, A., Ghidella, M., Greenbaum, J., Exploring the Recovery Lakes region and interior Dronning Maud Land, East Antarctica, with airborne gravity, magnetic and radar measurements, *Geological Society, London, Special Publications*, 2017, 461, pp. 23–34.
- [7] Xiao Zhou, Gongliu Yang, Jing Wang, Zeyang Wen, A Combined Gravity Compensation Method for INS Using the Simplified Gravity Model and Gravity Database, *Sensors*, 2018, 18(5), 1552.
- [8] Соколов А.В., Краснов А.А., Коновалов А.Б. Измерения ускорения силы тяжести с борта воздушных носителей различных типов. Измерительная техника. 2016. № 6. С. 10–13.
- [9] Конешов В.Н., Непоклонов В.Б., Соловьёв В.Н., Железняк Л.К. Сравнение современных глобальных ультравысокоточных моделей гравитационного поля земли. Геофизические исследования. 2019. Т. 20. № 1. С. 13–26.
- [10] Беккер Д., Беккер М., Оlesen А.В., Нильсен Й.Э., Форсберг Р. Новейшие результаты в бесплатформенной аэрогравиметрии с использованием блока iMAR RQH // Труды IV симпозиума Международной ассоциации по геодезии (IAG) «Наземная, морская и аэрогравиметрия: измерения на неподвижных и подвижных основаниях». 2016.
- [11] Пешехонов В.Г., Соколов А.В., Краснов А.А. Современное состояние и перспективы развития отечественной морской гравиметрии // 11-я Российская мультikonференция по проблемам управления материалы пленарных заседаний. СПб., 2018. С. 6–16.
- [12] Stepanov, O.A., Koshaev, D.A., Analysis of filtering and smoothing techniques as applied to aerogravimetry, *Gyroscopy and Navigation*, 2010, vol. 1, no. 1, pp. 19–25.
- [13] Bolotin, Y.V., and Yurist, S.S., Suboptimal smoothing filter for the marine gravimeter GT-2M, *Gyroscopy and Navigation*, 2011, vol. 2, no. 3, pp. 152–155.
- [14] Lianghui Guo, Xiaohong Meng, Zhaoxi Chen, Shuling Li, Yuanman Zheng, Preferential filtering for gravity anomaly separation, *Computers & Geosciences*, 2013, vol. 51, pp. 247–254.
- [15] Stepanov, O.A., Koshaev, D.A., Motorin, A.V., Designing Models for Signals and Errors of Sensors in Airborne Gravimetry Using Nonlinear Filtering Methods, Institute of Navigation International Technical Meeting 2015, ITM 2015, pp. 220–227.
- [16] Краснов А.А., Соколов А.В. Современный комплекс программно-математического обеспечения мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // Гироскопия и навигация. 2015. № 2 (89). С. 118–131.
- [17] Степанов О.А., Кошаев Д.А., Моторин А.В., Носов А.С., Яшников О.М. Исследование алгоритмов оценивания вектора возмущения силы тяжести на подвижном основании // Материалы XXXI конференции

- памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. 2018. С. 201–209.
- [18] Краснов А.А., Соколов А.В., Элинсон Л.С. Новый аэроморской гравиметр серии «ЧЕКАН» // Гироскопия и навигация. 2014. № 1 (84). С. 26–34.
- [19] Соколов А.В., Краснов А.А., Алексеенко А.С., Стусь Ю.Ф., Назаров Е.О., Сизиков И.С. Измерение абсолютного значения силы тяжести на подвижном основании // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 2 (97). С. 77–88.
- [20] Jordan, S.K., Self-consistent Statistical Models for Gravity Anomaly and Undulation of the Geoid, *Journal of Geophysical Research*, 1972, vol. 77, no. 20, pp. 2156–2202.
- [21] Ривкин С.С. Определение линейных скоростей и ускорений качки корабля инерциальным методом. Л.: ЦНИИ «Румб», 1980. 113 с.
- [22] Gelb, A., *Applied Optimal Estimation*, The Analytic Sciences Corporation, The MIT Press, 1974, 374 p.
- [23] Sarkka, S., *Bayesian Filtering and Smoothing*, Cambridge University Press, 2013.
- [24] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 428 с.
- [25] Степанов О.А., Кошаев Д.А. Универсальные Matlab-программы анализа потенциальной точности и чувствительности алгоритмов линейной нестационарной фильтрации // Гироскопия и навигация. 2004. № 2. С. 81–93.

**XXVI САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ, 2019**

Редактор *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>