



ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ -
АО «КОНЦЕРН «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ»
«ЭЛЕКТРОПРИБОР»



МЕЖДУНАРОДНАЯ ОБЩЕСТВЕННАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ
«АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ»



НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИТМО



САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
«ЛЭТИ»



САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ ГРУППА РОССИЙСКОГО НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА
ПО АВТОМАТИЧЕСКОМУ УПРАВЛЕНИЮ

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

МАТЕРИАЛЫ
XXIII КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ
С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ

*Научный редактор
доктор технических наук, профессор,
член-корреспондент РАН О. А. Степанов*

*Под общей редакцией
академика Российской академии наук
В. Г. Пешехонова*

Санкт-Петербург
2021

Навигация и управление движением. Материалы XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием / Науч. редактор д.т.н., проф., член-корр. РАН О.А.Степанов / Под общ. ред. академика РАН В.Г.Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021. 327 с. ISBN 978-5-91995-082-0

Настоящий сборник содержит материалы XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», организованной ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» при активном участии Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением» (МОО «АНУД»), Санкт-Петербургского национального исследовательского университета информационных технологий, механики и оптики (Университет ИТМО), Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета «ЛЭТИ» и Санкт-Петербургской группы Российского национального комитета по автоматическому управлению.

Конференция проходила 16–18 марта 2021 г. в ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». В сборник включены доклады, рекомендованные к опубликованию программным комитетом. Материалы конференции, начиная с первой конференции, которая состоялась в 1999 г., включены в базу Российского индекса научного цитирования (РИНЦ).

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

член-корреспондент РАН, д.т.н., проф. О.А. Степанов к.т.н. Ю.А. Литвиненко	Председатель , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург
Andrei M. Shkel, Prof., PhD G. F. Trommer, Prof., PhD д.т.н., проф. А.А. Бобцов д.т.н., проф. А.М. Боронахин	Заместитель председателя , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург University of California, Irvine, USA Университет ИТМО, С.-Петербург Университет ИТМО, С.-Петербург Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» Филиал ФГУП «НПЦАП» - «ПО «Корпус», Саратов
к.т.н. Е.А. Депутатова к.т.н. Д.П. Елисеев	АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург
к.т.н. А.С. Ковалев к.т.н. А.С. Кремлев д.ф.-м.н., проф. Н.В. Кузнецов к.т.н. А.В. Лопарев	Университет ИТМО, С.-Петербург Санкт-Петербургский государственный университет АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург Университет ИТМО, С.-Петербург
д.т.н., проф. А.А. Пыркин д.т.н., проф. В.Я. Распопов д.т.н., проф. Ю.В. Филатов	Тульский государственный университет Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» Институт проблем машиноведения РАН, Университет ИТМО, С.-Петербург
д.т.н., проф. И.Б. Фуртат к.т.н. С.Ю. Шевченко к.т.н. Е.В. Шевцова	Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

к.т.н. Д.О. Тарановский	– Председатель , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург
С.Д. Пешехонова	заместитель председателя , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург
Н.Л. Гора	АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Л.Г. Кутлугульдина	АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
к.т.н. А.В. Моторин	АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО
к.т.н. Н.Г. Скиданов	АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»

978-5-91995-082-0

© ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021

© Международная общественная организация
«Академия навигации и управления движением», 2021

СОДЕРЖАНИЕ

От программного и организационного комитетов XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением».....	9
---	---

1 ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

А.М. Афанасьева Синтез дискретных алгоритмов решения задач ориентации и навигации с использованием бикватерниона.....	11
Д.А. Власенко Исследование влияния типа и состава датчиков на точность системы навигации по геомагнитному полю	14
Д.Э. Лукин, В.М. Самойлов Разработка и исследование трёхкомпонентного магнитометра со встроенным процессором обработки и выдачи информации для формирования курса летательного аппарата	17
Д.Г. Селуков Калибровка трехосного магнитометра в составе бесплатформенной инерциальной навигационной системы с оценкой постоянного магнитного поля	20
С.М. Тарасов, В.В. Цодокова Исследование влияния характеристик оптико-электронного блока автоматизированного астрономического универсала на точность определения азимута наземного ориентира.....	22
О.А. Хотько Обоснование методики расчета статистических оценок погрешностей гирокомпасирования, полученных на различных румбах	26
Д.В. Худаев, Ю.В. Ившина, Д.Ю. Зобачев Калибровка ортогональной триады волоконно-оптических гироскопов.....	30

2 ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ

Н.С. Каранин, С.Н. Федорович, А.Г. Щербак Нанесение покрытий на ротор электростатического гироскопа.....	33
О.А. Евстафьев, А.В. Литвинцева, С.В. Шаветов Обнаружение дефектов поверхности стали с использованием машинного обучения.....	36
Д.П. Иванов, А.М. Афанасьева, К.С. Малашенков Влияние момента затягивания болтов крепления гироскопического прибора на выходные параметры инерциальной навигационной системы.....	39
А.В. Бабунов, П.К. Плотников Конструктивное решение макета датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом	42
Д.Р. Деветьяров Радиационно-стойкий поляризационно-устойчивый германосиликатный световод с эллиптической сердцевиной.....	44
А.С. Завитаев Исследование собственных частот конструкции ядро магнитного гироскопа	47
Д.П. Елисеев, К.С. Малашенков Результаты расчетов аддитивно изготавливаемой конструкции вибро-ударозащитного устройства для малогабаритных инерциальных датчиков.....	50

П.П. Удалов Исследование одномерной задачи о распределении тепла внутри прямоугольной области под действием термоэлектрического модуля	53
--	----

Е.В. Заворотнева Методика построения компактной численной модели термоэлектрического модуля на базе программного комплекса COMSOL	56
---	----

3 НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ

П.А. Коновалов, А.Д. Мещеряков Алгоритмы навигации и управления роботами-футболистами в агрессивных условиях	59
--	----

А.В. Хазанова Робот-панда. Управление балансирующим роботом	60
---	----

Д.Д. Григорьев, Д.Э. Горбуля Алгоритм позиционирования роботов с помощью системы технического зрения и маркеров APRILTAG	61
--	----

Р.Р. Абдуллин Система навигации для всенаправленных мобильных платформ роботов в рамках соревнований First Tech Challenge	62
---	----

А.Д. Соколова Метод защиты от радиации аппаратов формата CUBESAT	63
--	----

М.С. Малых, А.Г. Черняев Разработка системы наведения антенны на объект по заданным координатам	66
---	----

Е. М. Коморников, А. С. Малоков, С. Н. Дубских, А. Г. Черняев Обработка строк протокола NMEA посредством микроконтроллера	68
---	----

С.А. Дернов, А.В. Кириллов, Д.П. Иванович Автономная садовая ферма с поддержкой дистанционного управления через сеть Internet	70
---	----

С.А. Дернов, Г.Н. Овчинников, Е.С. Скурихин, М.А. Танасий, А.В. Кириллов, Д.П. Иванович Сравнительный анализ методов фильтрации сигнала барометрического датчика высоты	71
---	----

4 ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

К.А. Дятлов, К.С. Амелин Симулятор для тестирования системы автономной навигации для беспилотного летательного аппарата	73
---	----

Д.И. Попова, К.В. Малышкин Посадка вертолёта на неподготовленную площадку с применением лазерного сканера	76
---	----

Д.А. Волков Критерии оптимизации профиля полёта среднемагистральных летательных аппаратов в многокритериальной модели	79
---	----

А.В. Банников, К.С. Лельков Навигация роботизированной системы мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке	82
--	----

В.С. Быкова Алгоритм управления автономным необитаемым подводным аппаратом при обходе неподвижного протяженного препятствия	85
---	----

Л.А. Селезнева Алгоритм определения ориентации стратосферного зонда по данным с акселерометра	89
---	----

В.И. Ташева Методика определения массово-инерционных характеристик стенда для отработки систем управления движением наноспутников	91
---	----

5 ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

А.А. Прутько Поиск оптимальных по расходу топлива циклограмм включений двигателей для выполнения переориентаций крупногабаритных космических аппаратов.....	96
И.С. Тренев Стабилизация движения квадрокоптера Parrot Mambo вдоль заданной траектории на основе PID-регуляторов	99
А.А. Ткаченко Решение задачи стабилизации квадрокоптера при помощи линейно-квадратичного регулятора: моделирование и практика.....	103
П.С. Носкова Адаптивный наблюдатель неизвестного магнитного потока для синхронных двигателей с постоянными магнитами	107
М.М. Коротина Улучшение идентификации параметров регулятора возмущенной дискретной системы.....	111
А.А. Перегудин Метод притягивающих цилиндров и его применение для решения задач стабилизации, слежения и наблюдения.....	113
В.Я. Ревякина, К.С. Амелин Автономное групповое управление роём колесных роботов на основе протокола локального голосования.....	116
А.В. Лукин Нелинейная динамика микроэлектромеханического резонатора при действии систем фазовой автоподстройки частоты генератора и стабилизации амплитуды колебаний.....	119
Ю.С. Зайцева Предотвращение возбуждения интегратора в системе управления летательными аппаратами методом нелинейной коррекции.....	123
А.Н. Никонов, К.Н. Жеронкин Синтез адаптивного закона управления для стабилизации маятника Фуруты с учетом ограниченного физического воздействия	126

6 ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ

К.А. Мелихова Программа для планирования сеанса спутниковой навигации в городских условиях	128
И.С. Пехтерев, Н.А. Щеткин Исследование возможности автономной навигации искусственного спутника Земли по изображениям подстилающей поверхности в условиях облачности	132
Л.А. Колганов, Е.Л. Чехов Калибровка модуля небесного поляриметра в составе инерциально-спутниковой навигационной системы	135
Е.Л. Чехов, А.В. Савкин Комплекс исследования алгоритмов навигационной системы высокодинамичного летательного аппарата	137
М.А. Колесникова, А.А. Кумарин Разработка методики наземной калибровки датчиков освещенности для наноспутников формата CUBESAT	139
А.А. Хусаинов Разработка методики наземной калибровки датчиков угловой скорости для наноспутников формата CUBESAT	142
А.А. Кумарин Исследование работоспособности SDR навигационного приемника с прореживанием данных.....	145
П.Н. Николаев, А.И. Леонов Трёхосная гравитационная стабилизация CUBESAT 3U, базирующаяся на алгоритме B-DOT.....	148

К.С. Корчагин, А.В. Корнилов

Разработка канала измерения высотно-скоростных параметров для объектов авиации общего назначения.....151

7 ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Секция посвящена памяти главного конструктора гироскопических приборов и систем Б.Е. Ландау

А.О. Кузнецов, Р.С. Пальков

Вопросы повышения точности гироскопических поплавковых датчиков угловой скорости с электромеханической обратной связью за счет снижения влияния момента сил трения.....154

К.В. Ницику

Разработка цифрового усилителя обратной связи на отечественной элементной базе для гироскопического поплавкового датчика угловой скорости.....157

Е.А. Зарубайло, А.А. Берденев, М.В. Ольшаников, К.А. Смирнов

Методы повышения точности твердотельного волнового гироскопа с помощью алгоритма обработки измерений.....161

А.В. Полянский, Р.С. Пальков

Разработка эффективного метода измерения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с внутренним калибровочным устройством.....163

В.С. Игумнова

Нелинейная динамика модально-локализованного МЭМС-акселерометра с двумя электростатически связанными балочными чувствительными элементами.....166

В.С. Игумнова

Анализ влияния конструктивных несовершенств и вибрационных воздействий на работу микромеханического гироскопа RR-типа.....171

А.В. Стяжкина, А.А. Белогуров, Я.В. Беляев, Н.В. Моисеев, Н.С. Шарагина

Метод оценки параметров чувствительного элемента микромеханического гироскопа с учетом компенсационной схемы обработки выходного сигнала.....177

Е.В. Заворотнева

Нелинейная динамика микромеханического волнового твердотельного гироскопа с дисковым резонатором при параметрическом возбуждении колебаний.....181

В.М. Гаспаров, А.С. Ковалев

Сравнительный анализ фазового и амплитудного методов формирования выходного сигнала в одномассовом микромеханическом гироскопе R-R ТИПА.....185

М.А. Белоусов, А.И. Кривошеев

Компенсация избыточного шума интенсивности источника излучения в показаниях волоконно-оптического гироскопа.....190

В.В. Чалков, А.Н. Шевченко

Исследование системы захвата и стабилизации лазера детектирования квантового датчика вращения.....193

П.П. Удалов, Д.Р. Шатилов

Оценка амплитуды колебаний полусферического твердотельного гироскопа в случае параметрического возбуждения.....196

М.А. Власова, А.Н. Шевченко

Разработка требований к конструкции газовой ячейки ядерного магнитного гироскопа.....199

Т.М. Ахмадиев, Е.В. Шалымов

Перспективы применения РТ-симметрии и ее нарушения в оптических гироскопах.....202

Я. Дурукан

Экспериментальное исследование чувствительного элемента датчика угловой скорости на объемных акустических волнах.....205

А.А. Авиев

Моделирование работы оптико-электронной системы для измерения параметров виброподставки в лазерном гироскопе при воздействии реальных возмущений.....208

8 ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Секция посвящена памяти основателя современной школы обработки навигационной информации С.П. Дмитриева

Р.У. Титов, А.В. Моторин Алгоритмы одновременной навигации и картографирования для подводных роботов.....	211
Д.В. Антонов, О.В. Зайцев Анализ чувствительности алгоритмов прогноза качки корабля к параметрам используемых моделей	216
В.В. Богомолов Анализ эффективности нелинейных решений задачи навигации подводных аппаратов	223
В.А. Васильев, А.Б. Торопов Сопоставление нелинейных и линейного оптимального алгоритмов при решении задачи навигации по геофизическим полям.....	228
А.М. Исаев, В.А. Тупысев Особенности применения фильтра с локальными итерациями при нелинейностях в уравнениях динамики и измерений.....	232
Д.Х. Мухаметзянов, Ю.В. Ившина Определение ориентации наклонно-поворотного стола и ошибки установки бесплатформенной инерциальной навигационной системы на нем с применением метода модуляционного вращения.....	237
А.М. Кулаков, Ю.А. Литвиненко Исследование эффективности применения редуцированного фильтра Калмана.....	241
X. Wang, J. Atman, G.F. Trommer Indoor scene reconstruction using semantic segmentation and 2d laser rangefinder information.....	244
Ф.В. Нгуен, А.В. Большакова, Р.В. Шалымов Анализ вибраций в системе вагон-рельс с использованием инерциальных датчиков, установленных на буксовых узлах.....	246
Н.Н. Наумов Анализ шумовых характеристик нулевого сигнала инерциальных датчиков с помощью вариации Аллана на основе машинного обучения	249
А.В. Суворова Точностной анализ этапа развертывания локальной автономной радионавигационной системы на основе неравенства Крамера-Рао	252
А.Н. Сергеенко Верхняя граница оценок, полученных совмещенным рандомизированным алгоритмом стохастической аппроксимации и протоколом локального голосования для задачи трекинга.....	255
А.А. Крылов Построение прогноза изменения характеристик микроэлектромеханических датчиков.....	258
Е.Б. Амбросовская, Д.В. Калимов Определение параметров привода органов управления в системе динамического позиционирования с целью раннего обнаружения отказа	262
И.С. Налбат, В.С. Мельканович Расчет диаграммы направленности антенной решетки в зоне Фраунгофера исходя из замеров, выполненных в зоне Френеля	265
К.Д. Копылова, О.Н. Граничин, Ю.В.Иванский Моделирование антенной системы радиотелескопа.....	268
С.А. Зябкин Использование нечеткой логики для обнаружения зон вероятного обледенения в наземных метеорологических радиолокационных комплексах	271
J. Rauch, C. Doer, G.F. Trommer Object detection and human pose estimation on thermal images for unmanned aerial vehicles using deep learning.....	274

А.Д. Кичерова, Е.Р. Медведев Программная реализация вторичной обработки сигналов в автомобильном радаре.....	277
В.В. Прокопович, А.В. Шафранюк Имитационная модель обнаружения сигналов в пассивной гидроакустической станции.....	280
А.С. Жданов, Н.С. Рохлин, Т.М. Сухов, С.А. Карпов Распознавание объектов с применением кодирования на основе принципа постоянной цветовой яркости.....	283
В.В. Полозов, А.А. Давиденко, К.В. Муравьев, Ф.В. Складов Устранение скачков оцененных значений длины для волоконно-оптического датчика давления на основе внешнего интерферометра Фабри-Перо	286

9 ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ

М.В. Верещагин, Е.Н. Карташев Особенности работы в период пандемии на автоматизированных рабочих местах с вычислительными ресурсами предприятия в защищенной вычислительной сети.....	289
Е.В. Лукоянов, А.М. Грузликов Тестовое диагностирование вычислительной системы навигационного комплекса автономного необитаемого подводного аппарата с использованием параллельной модели.....	292
Е.В. Лукоянов Анализ эффективности решения задачи поиска отказов с использованием наблюдателей состояния в условиях наличия неопределенностей в модели системы.....	295
Е.В. Хугорная, Я.О. Гневашев Разработка приложения для определения пространственной ориентации подводного аппарата	299
Ф.М. Бельченко, Е.Е. Терехина Алгоритм навигации для возврата наземного робототехнического комплекса при обрыве связи с оператором.....	302
Д.А. Степанов, К.В. Малышкин Применение ортодромической системы координат в бортовых геоинформационных системах	305
Н.А. Житнухин Программно-аппаратная реализация системы управления квадрокоптером с автономной навигацией на основе трехуровневой архитектуры.....	308
А.А. Пустовойтова, Д.М. Соболев, М.Н. Гречухин Аппаратная реализация первичной обработки сигналов в автомобильном радаре	311
И.А. Лень Модификация метода знако-возмущенных сумм для параллельных вычислений	314
Ю.М. Скородумов, А.М. Грузликов Метод роя частиц для планирования заданий в распределенных системах	318
Е.Г. Литуненко, Д.Ю. Поляков, Р.Л. Крючков Принципы взаимодействия абонентов гидроакустической сети.....	321
М.К. Хитрин Программное обеспечение информационного обмена между задачами	324
Статистика конференций	327

ОТ ПРОГРАММНОГО И ОРГАНИЗАЦИОННОГО КОМИТЕТОВ XXIII КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ «НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ»

16–19 марта 2021 г. в ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» состоялась XXIII конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием. Конференция проводится при активном участии Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением» (МОО «АНУД»), Университета ИТМО, Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета «ЛЭТИ», Санкт-Петербургской группы Российского национального комитета по автоматическому управлению. Информационная поддержка конференции осуществлялась журналами «Гироскопия и навигация», «Мехатроника, автоматизация, управление», «Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики».

Конференция прошла в смешанном формате, сочетающем очное и дистанционное участие докладчиков и слушателей. Сотрудники АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» принимали участие очно, остальные российские и иностранные участники – дистанционно в сети интернет.

В работе XXIII конференции приняли участие 309 человек. В программу конференции было включено 119 докладов, из которых заслушано 112. Участники представляли 41 организацию из 9 городов и административных районов России: Санкт-Петербург, Москва, Арзамас, Королев, Пермь, Самара, Саратов, Тольятти, Тула, и из 3 стран: Россия, Германия, Республика Беларусь.

В рамках конференции были заслушаны обзорные лекции известных в своей области ученых:

1. «Управление пилотируемыми полетами. Вчера, сегодня, завтра», представленная первым заместителем генерального конструктора по летной эксплуатации, испытаниям ракетно-космических комплексов и систем ПАО «РКК «Энергия», чл.-корр. РАН, летчиком-космонавтом В.А. Соловьевым.

2. «О современном состоянии и путях развития инерциальных навигационных систем» (авторы: Г.И. Емельянцев (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург), А.П. Степанов (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург)), представленная д.т.н., проф. Г.И. Емельянцевым.

3. «Технология разработки и применения цифровых двойников», представленная проректором по перспективным проектам Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (СПбПУ), руководителем Научного центра мирового уровня «Передовые цифровые технологии» и Центра компетенций НТИ СПбПУ «Новые производственные технологии», лидером (соруководителем) рабочей группы «Технет» НТИ к.т.н. А.И. Боровковым.

Доклады на XXIII конференции были распределены по 9 секциям:

- Секция 1 ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ
- Секция 2 ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ
- Секция 3 НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ
- Секция 4 ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ
- Секция 5 ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
- Секция 6 ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ
- Секция 7 ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ
- Секция 8 ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ
- Секция 9 ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ

Две секции конференции были посвящены памяти недавно ушедших из жизни выдающихся ученых, работавших в ЦНИИ «Электроприбор», докторов наук С.П.Дмитриева и Б.Е.Ландау.

Работа секции 8 «Обработка измерительной информации» была посвящена памяти заслуженного деятеля науки и техники д.т.н. С.П.Дмитриева, благодаря которому в ЦНИИ "Электроприбор" сложилась современная научная школа обработки навигационной информации. Сергей Петрович умел и любил работать с молодыми учеными, много лет был руководителем секции на конференции молодых ученых. Доклад о его жизни и научных достижениях (авторы О.А. Степанов, Ю.А. Литвиненко (Университет ИТМО, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург) был представлен председателем программного комитета конференции проф., чл.-корр. РАН О.А. Степановым.

На секции 7 «Инерциальные чувствительные элементы» был заслушан доклад А.А. Медведкова, посвященный памяти Б.Е. Ландау (авторы: С.С. Гуревич, С.Л. Левин, А.А. Белаш, А.А. Медведков (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург)). Б.Е.Ландау был исключительным специалистом в области гироскопии. Созданный им электростатический гироскоп со сплошным ротором продолжает обеспечивать работу спутников дистанционного зондирования Земли.

Традиционно в рамках конференции была организована секция «Навигация и управление движением в школьных проектах», неизменно вызывающая значительный интерес у всех участников. В рамках этой секции состоялась лекция преподавателя Городского ресурсного центра дополнительного образования по направлению робототехника ПФМЛ № 239 А.И.Жукова «Аквароботы – надводные аппараты».

В третий раз в рамках конференции прошло собрание секции молодых ученых МОО «АНУД» в формате круглого стола. Основная цель собрания в этом году заключалась в обмене мнениями о необходимости продвижения научных публикаций. С приветственным словом выступил вице-президент МОО «АНУД» д.т.н., проф., чл.-корр. РАН О.А. Степанов, далее с докладами выступили: глава российского отделения Европейской ассоциации научных редакторов к.и.н. Е.В. Тихонова (МГИМО, Москва), действительный член МОО «АНУД» д.т.н., проф. Н.В. Кузнецов (СПбГУ, ИПМаш РАН, Санкт-Петербург), действительный член МОО «АНУД» д.ф.-м.н., проф. О.Н. Граничин (СПбГУ). Все выступления вызвали значительный интерес и сопровождались дискуссией. Опыт проведения собрания секции молодых ученых МОО «АНУД» в рамках конференции был признан успешным, а организация аналогичных собраний на последующих конференциях – целесообразной.

По итогам конференции проведено традиционное награждение лучших докладчиков премиями памяти выдающихся ученых, работавших в ЦНИИ «Электроприбор»:

- премия имени д.т.н. проф. С.Ф. Фармаковского была вручена Е.В. Лукоянову (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург) за доклад «Анализ эффективности решения задачи поиска отказов с использованием наблюдателей состояния в условиях наличия неопределенностей в модели системы»;
- премии имени д.т.н. проф. Л.П. Несенюка удостоен А.А. Перегудин (Университет ИТМО, С.-Петербург) за доклад «Метод притягивающих цилиндров и его применение для решения задач стабилизации, слежения и наблюдения».

В каждой секции авторы лучших докладов награждены дипломами и памятным подарками:

- дипломами I степени – 8 участников;
- дипломами II степени – 7;
- дипломами III степени – 7;
- дипломами за лучший студенческий доклад – 6;
- дипломами за лучший школьный доклад – 3;
- диплом за неизменно высокий уровень докладов был вручен постоянному участнику конференции А.А. Авиеву (ООО «НПК «Электрооптика», Москва).

Лучшие доклады, рефераты которых опубликованы в настоящем сборнике, рекомендованы для участия в Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам или для публикации в журналах, входящих в перечень ВАК и оказывающих информационную поддержку конференции. В настоящий сборник включен 101 доклад молодых ученых.

*Зам. председателя программного комитета
к.т.н. Ю.А. Литвиненко*

▪ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ▪

УДК 681.51

А.М.АФАНАСЬЕВА

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

СИНТЕЗ ДИСКРЕТНЫХ АЛГОРИТМОВ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БИКВАТЕРНИОНА

Рассматривается возможность построения дискретных алгоритмов решения функциональных задач бесплатформенных инерциальных навигационных систем с использованием бикватерниона. В основе построения уравнений и алгоритмов лежит использование принципа перенесения Котельникова–Штуди, кватернионов Гамильтона и бикватернионов Клиффорда.

Введение. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) используются в современных системах управления для определения координат и ориентации объекта в пространстве. Решение указанных задач сводится к численному интегрированию обыкновенных дифференциальных уравнений движения [1–3]. Одним из активно развиваемых направлений в области разработки БИНС является оптимизация дискретных алгоритмов с целью уменьшения вычислительных дрейфов, возникающих при сложном движении – классическом или обобщенном коническом движении, а также при движении типа «sculling» (комбинации углового и линейного гармонических движений, действующих по ортогональным осям) [4]. Разработка эффективных дискретных алгоритмов для решения задач ориентации и навигации, позволяющих достигать максимальной точности при любых видах углового движения, является актуальной задачей.

В последние годы стали все чаще рассматриваться кинематические задачи управления общим пространственным движением свободного твердого тела в бикватернионной постановке [5–8]. Бикватернионы объединяют линейные и вращательные компоненты в одну переменную и используют в качестве кинематических параметров вещественные и дуальные параметры Родрига–Гамильтона, которые не вырождаются ни при каком положении твердого тела и позволяют получить для решения задач уравнения, имеющие симметричную, а в ряде случаев и линейную, структуру, что обеспечивает возможность построения эффективных дискретных алгоритмов. Целью настоящей работы является оценка возможности применения бикватернионов в дискретных алгоритмах решения задач ориентации и навигации БИНС.

Алгоритм решения задач ориентации и навигации с использованием бикватерниона. Положение свободного твердого тела относительно опорной системы координат можно охарактеризовать бикватернионом Λ конечного винтового перемещения, рассматриваемый как кватернион с дуальными компонентами:

$$\Lambda = \Lambda_0 + \Lambda_1 i_1 + \Lambda_2 i_2 + \Lambda_3 i_3 = (\lambda_0 + s\lambda_0^0)1 + (\lambda_1 + s\lambda_1^0)i_1 + (\lambda_2 + s\lambda_2^0)i_2 + (\lambda_3 + s\lambda_3^0)i_3, \quad (1)$$

где λ_i ($i=0,1,2,3$) – компоненты главной части бикватерниона Λ , характеризующие конечный поворот твердого тела; λ_i^0 – компоненты моментной части, характеризующие поступательное перемещение тела; s – символ (комплексность) Клиффорда; i_1, i_2, i_3 – векторные мнимые единицы.

Для получения кинематических уравнений винтового движения [9, 10] твердого тела, устанавливающих зависимости между дуальными параметрами Родрига–Гамильтона Λ_i , их первыми производными по времени и дуальными ортогональными проекциями U_k кинематического винта

U твердого тела на оси связанной системы координат, применим принцип перенесения Котельникова–Штуди к кинематическим уравнениям углового движения твердого тела в вещественных параметрах Родрига–Гамильтона λ_i , записанным в кватернионной форме [1, 5]. В соответствии с этим принципом любой кватернионный алгоритм вычисления параметров ориентации в инерциальной системе координат объекта может рассматриваться как бикватернионный алгоритм вычисления параметров ориентации объекта и его кажущейся скорости в инерциальной системе координат, если в этом алгоритме кватернионные величины заменить на соответствующие бикватернионные, а вещественные величины заменить на их дуальные аналоги.

Полагая, что на борту объекта имеется интегральная информация о вращательном и поступательном движениях объекта, а именно, известны проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения объекта и проекции кажущегося ускорения объекта на оси связанной системы координат. Информация от датчиков угловой скорости и акселерометров может быть представлена в виде:

$$\gamma_i = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega_i(t) dt, \quad \gamma_i^0 = \int_{t_{n-1}}^{t_n} a_i(t) dt, \quad i = 1, 2, 3, \quad (2)$$

где ω_i – проекции вектора абсолютной угловой скорости, a_i – проекции кажущегося ускорения.

Приближенные значения дуальных параметров Родрига–Гамильтона, характеризующих ориентацию и местоположение объекта в инерциальной системе координат в момент времени t_n :

$$\Lambda_n = N * \Lambda_{n-1} \sim \Lambda_n = \Lambda_{n-1} \circ \Lambda^*, \quad (3)$$

где $\Lambda_n = (\Lambda_{0n}, \Lambda_{1n}, \Lambda_{2n}, \Lambda_{3n})$, $\Lambda_{n-1} = (\Lambda_{0n-1}, \Lambda_{1n-1}, \Lambda_{2n-1}, \Lambda_{3n-1})$ значения на текущем и предыдущем такте измерений, N - бикватернионная матрица, элементы которой вычисляются с помощью информации (2).

Модель БИНС с использованием бикватернионов. Опираясь на алгоритм, подробно описанный в [5], была разработана модель, позволяющая решать задачи ориентации и навигации БИНС с использованием бикватернионов. На рис 1. приведена блок-схема алгоритма определения параметров ориентации и навигации подвижного объекта.

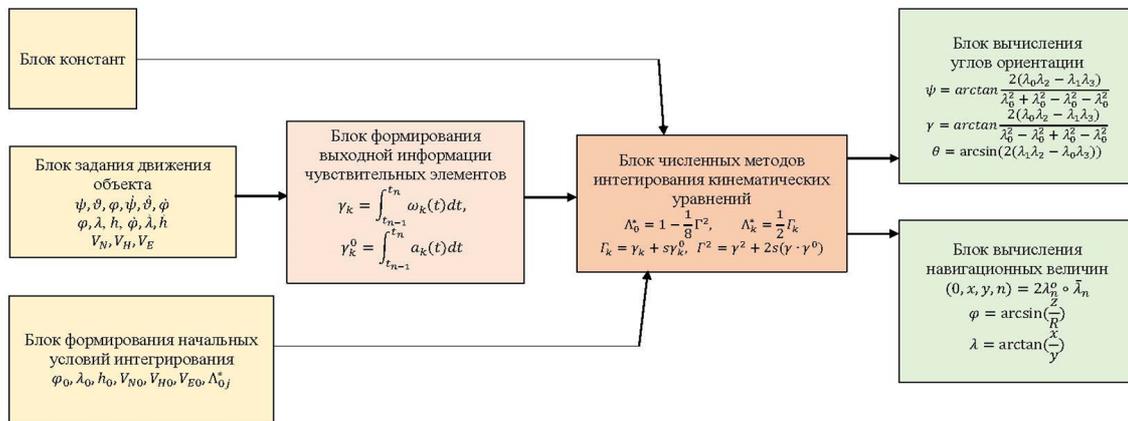


Рис. 1. Блок-схема определения ориентации и навигации движущегося объекта

Разработанная модель определения ориентации и навигации объекта состоит из следующих блоков:

1. Блок констант. Блок содержит константы, необходимые для моделирования.
2. Блок задания движения объекта. В этом блоке задается движение истинное перемещение и истинное угловое движение объекта.
3. Блок формирования начальных условий интегрирования. Данный блок служит для формирования начальных условий интегрирования систем дифференциальных уравнений, входящих в алгоритмы идеальной работы БИНС.
4. Блок формирования выходной информации чувствительных элементов. В этом блоке осуществляется формирование выходной информации чувствительных элементов, необходимой для решения задач ориентации и навигации.

5. Блок численных методов интегрирования. Данный блок реализует методы численного интегрирования дифференциальных уравнений с использованием информации об угловом движении объекта.

6. Блок вычисления углов ориентации и блок вычисления навигационных величин. В данных блоках для каждого момента времени вычисляются параметры ориентации и навигации.

Разработанная модель представила перспективу для реализации дискретных алгоритмов численного интегрирования кинематических уравнений с использованием бикватернионов для решения задач ориентации и навигации БИНС.

Заключение. Рассмотрена возможность применения бикватернионов при синтезе дискретных алгоритмов решения задач ориентации и навигации. Предлагаемые бикватернионные уравнения могут быть использованы при построении алгоритмов бесплатформенных инерциальных навигационных систем. В качестве исходной информации алгоритмы используют проекции векторов абсолютной угловой скорости вращения и кажущегося ускорения объекта на связанные с ним координатные оси. Разработанная модель показала принципиальную возможность использования бикватернионов для решения задач ориентации и навигации БИНС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бранец В.Н., Шмылевский И.П.** Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат.лит., 1992. 280с.
2. **Емельянцева Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016. 394 с.
3. **Groves, P.D.** GNSS technology and application series. In Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2nd ed.; Artech House: Boston, MA, USA, 2013; ISBN 978-1-60807-005-3.
4. **Юансинь Ву, Литманович Ю.А.** Определение угловой ориентации в БИНС: сравнение традиционных подходов и метода функционального итеративного интегрирования // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №4 (111). С. 16-36. DOI 10.17285/0869-7035.0047
5. **Челноков Ю.Н.** Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 512 с.
6. **Wu, Y.; Hu, X.; Hu, D.; Li, T.; Lian, J.** Strapdown inertial navigation system algorithms based on dual quaternions. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2005, 41, 110–132.
7. **Wang, X, Yu, C, Lin, Z.** A dual quaternion solution to attitude and position control for rigid-body coordination. IEEE T Robot 2012; 28: 1162–1170.
8. **D.-P. Han, Q. Wei, and Z.-X. Li,** “Kinematic Control of Free Rigid Bodies Using Dual Quaternions,” International Journal of Automation and Computing, Vol. 5, July 2008, pp. 319–324.
9. **Диментберг Ф.М.** Теория винтов и ее приложения. М.: Наука, 1978. 328 с.
10. **Котельников А.П.** Винтовое счисление и некоторые приложения его к геометрии и механике. Казань, 1895. 215 с.

A.M. Afanaseva (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, S.-Petersburg). Synthesis of discrete algorithms for solving attitude determination and navigation problems using dual quaternion.

Abstract. The possibility of constructing discrete algorithms for solving functional problems of strapdown inertial navigation systems using dual quaternion is considered. The construction of equations and algorithms is based on the use of the Kotelnikov-Study transfer principle, Hamilton quaternions and Clifford dual quaternions.

УДК 629.05

Д. А. ВЛАСЕНКО
(Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТИПА И СОСТАВА ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ПО ГЕОМАГНИТНОМУ ПОЛЮ

Рассматривается задача определения потенциально достижимой точности оценивания поправок к навигационным координатам опорной навигационной системы на основе неравенства Крамера-Рао для измерителей модуля и компонент вектора индукции магнитного поля. Выполняется анализ целесообразности использования датчиков компонент вектора, модуля и комбинации из обоих типов измерителей индукции магнитного поля для целей навигации.

Введение. Для целей навигации по геомагнитному полю на сегодняшний день используется два типа датчиков: феррозондовый магнитометр, измеряющий компоненты вектора магнитного поля с точностью 15...20 нТл, и квантовый магнитометр, измеряющий скалярную величину модуля магнитного поля с точностью 0,1...0,2 нТл [1]. Точность датчиков модуля значительно превышает точность измерителей полного вектора индукции магнитного поля, чем обусловлено их преимущественное использование в настоящее время [2]. Однако, один замер полного вектора потенциально позволяет получить больше информации о поле [3], и в будущем точности этих двух типов датчиков, возможно, не будут столь сильно отличаться. Исходя из этого, ставится задача исследования – сравнить потенциальные точности систем с датчиками модуля и вектора индукции магнитного поля при существующем сейчас соотношении их точностей, и определить при каком соотношении становится выгодным использование векторного датчика или комбинации обоих типов измерителей.

Исследование потенциальной точности системы навигации по геомагнитному полю. Пусть имеется опорная навигационная система (ОНС), которая выдаёт данные о текущих координатах $r_{нав}$ объекта навигации с ошибками δr , которые должны быть, по возможности, устранены с помощью корреляционно-экстремальной навигационной системы. Истинное положение объекта навигации, соответственно, равно $r = r_{нав} - \delta r$. Считается, что за время пересечения района коррекции ошибки, выдаваемые ОНС, не меняются $\delta r(t) = const$. Примем, что направления осей системы координат векторного измерителя точно совпадают с направлением осей декартовой системы координат, в которой решается задача местоопределения. Сделаны допущения: 1) в точке расположения датчика обеспечена компенсация собственного магнитного поля объекта навигации, ориентация которого известна; 2) имеется точная модель геомагнитного поля в зоне коррекции. Тогда модель измерений индукции магнитного поля может быть представлена в следующем виде:

$$B_{изм} = B_0(r) + \xi = B_0(r_{нав} - \delta r) + \xi, \quad (1)$$

где $B_0(r)$ – вектор индукции геомагнитного поля в заданной точке пространства в земной системе координат, $\xi \sim N(0, R)$ – нормально распределённая случайная величина с известной ковариационной матрицей R и нулевым математическим ожиданием.

Погрешность в определении местоположения σ^{mn} , соответствующая нижней границе Крамера-Рао [4], рассчитывается следующим образом:

$$\sigma^{mn} = \sigma_{\delta} \cdot \sqrt{Sp(I^{-1}(\delta r))} = \sigma_{\delta} \cdot \Phi(\delta r), \quad (2)$$

где σ_{δ} – среднеквадратическое отклонение (СКО) показаний датчика, символ $Sp(\cdot)$ обозначает операцию вычисления следа матрицы, $\Phi(\delta r)$ – фактор точности, $I(\delta r)$ – информационная

матрица Фишера для измерителей с СКО ошибок равным 1, которая в случае использования векторного $I_e(\delta r)$ или модульного $I_M(\delta r)$ датчиков имеет вид:

$$I_e(\delta r) = \sum_{i=1}^N \left(\frac{d\mathbf{B}_0(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r)^T}{d\delta r} \cdot \frac{d\mathbf{B}_0(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r)}{d\delta r} \right),$$

$$I_M(\delta r) = \sum_{i=1}^N \left(\frac{d\mathbf{B}_0(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r)^T}{d\delta r} \cdot \mathbf{H}_B(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r) \cdot \frac{d\mathbf{B}_0(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r)}{d\delta r} \right),$$
(3)

где $\mathbf{H}_B(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r)$ – матрица 3x3, состоящая из попарных произведений компонент вектора $\mathbf{B}_0(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r) / |\mathbf{B}_0(\mathbf{r}_{нав_i} - \delta r)|$, N – количество измерений индукции геомагнитного поля на заданном участке траектории движения объекта навигации.

Выполнение моделирования. Проведено численное моделирование, при котором рассмотрен набор траекторий движения летательного аппарата одинаковой длины, равной 20 км, и проходящих на высоте 500 м вдоль диаметра района коррекции, который представляет собой окружность. Предполагается, что объект навигации движется равномерно и прямолинейно, не меняя ориентации в пространстве на всём участке пути.

Построены графики зависимостей фактора точности от угла курса для векторного, модульного и комбинации обоих типов измерителей (рис. 1) при разном пространственном шаге между замераами индукции магнитного поля.

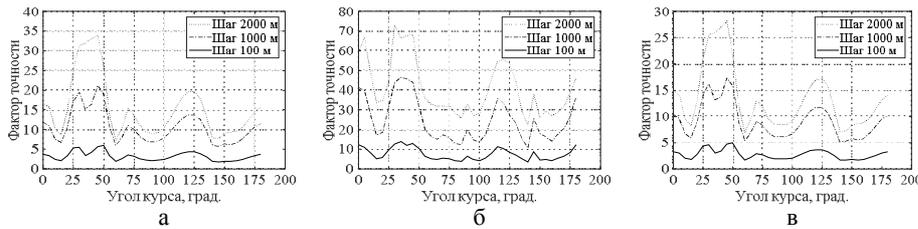


Рис. 1. Вид зависимости фактора точности от курсового угла для: а – векторного измерителя; б – модульного измерителя; в – комбинации обоих типов измерителей

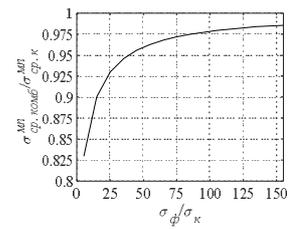


Рис. 2. Коэффициент уменьшения ошибок комбинированной системы

Для оценки эффективности объединения двух датчиков разного типа рассчитана зависимость отношения средних значений СКО определения местоположения в системах с комбинированным $\sigma_{ср.комб}^{мн}$ и квантовым магнитометром $\sigma_{ср.к}^{мн}$ от отношения СКО феррозондового σ_ϕ и квантового датчика σ_κ (коэффициент уменьшения ошибок комбинированной системы) при пространственном шаге между измерениями 100 м и $\sigma_\kappa=0,1$ нТл (рис.2).

Заключение. По результатам сравнения потенциальной точности систем с датчиками модуля и вектора индукции магнитного поля, а также и их комбинацией, можно сделать следующие выводы:

1. В настоящее время при существующих точностях датчиков использование квантовых магнитометров предпочтительнее, несмотря на то, что фактор точности феррозондового магнитометра в 2,5 раза лучше и имеет более плавную зависимость от угла курса.
2. Применение комбинированной системы, включающей в себя как феррозондовый, так и квантовый магнитометры, на сегодняшний день обеспечивает малозаметный выигрыш, порядка 1 %, в точности определения местоположения. Тем не менее, если точность датчиков компонент вектора индукции магнитного поля удастся увеличить на порядок, то комбинированная система позволит получить уже весьма существенный выигрыш – более 10%.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Харичкин М.В.** Система аэромагнитной съёмки аномалий магнитного поля // Датчики и системы. 2007. №8. С. 17–21.
2. **Джанджгава Г.И., Августов Л.И.** Навигация по геополям. Научно-методические материалы. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2018. 296 с.
3. **Каршаков Е.В., Павлов Б.В., Тхоренко М.Ю., Папуша И.А.** Перспективные системы навигации летательных аппаратов с использованием измерений потенциальных физических полей // Гироскопия и навигация. 2021. Том 1. № 1. С. 52 — 69.
4. **Степанов О. А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. – СПб.: Университет ИТМО, 2017. 196 с.

D.A. Vlasenko (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Research of the influence of sensors type and composition on Magnetic-Field Navigation system accuracy**

Abstract. The paper explains the calculation of the potentially achievable accuracy of corrections to the navigational coordinates of the reference navigation system based on the Cramer-Rao inequality for the modulus counters and magnetic field induction vector components. The analysis of the usefulness of using sensors of vector components, module and combination of both types of magnetic field induction meters for navigation purposes is carried out.

УДК 629.054

Д.Э. ЛУНИН, В.М. САМОЙЛОВ
(ПАО АНПП «Темп-Авиа», Арзамас)

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕХКОМПОНЕНТНОГО МАГНИТОМЕТРА СО ВСТРОЕННЫМ ПРОЦЕССОРОМ ОБРАБОТКИ И ВЫДАЧИ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ КУРСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Представлен опыт разработки трехкомпонентного магнитометра на базе феррозондового преобразователя со встроенным процессором обработки и выдачи информации, предназначенный для формирования магнитного курса летательного аппарата. Описана конструкция и обобщенная структурная схема магнитометра. Представлены основные технические характеристики разработанного магнитометра.

Введение. Направление полета каждого летательного аппарата характеризуется углом курса. При создании инерциальных систем навигации и ориентации важнейшим требованием является точное определение магнитного курса – угла между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета. Определить магнитный курс в самолетостроении позволяет магнитный датчик (далее – магнитометр) [1]. В настоящее время в условиях импортозамещения возникла необходимость разработки отечественного магнитного датчика, отвечающего высоким требованиям по точности и массогабаритным показателям. В работе представлен опыт разработки трехкомпонентного магнитометра со встроенным процессором для обработки и выдачи информации.

Опыт разработки трехкомпонентного магнитометра со встроенным процессором. В качестве магниточувствительных элементов магнитометра используется классическая конструкция в магнитометрии – триада феррозондов (по одному феррозонду на каждую из осей датчика: X, Y и Z) [2], состоящая из обмотки возбуждения (на рис. ОВ), обмотки съема (на рис. ОС) и обмотки обратной связи (на рис. ООС). Такой выбор магниточувствительных элементов обусловлен их высокой надежностью, достаточной магнитной чувствительностью, способностью измерять быстроменяющееся магнитное поле и высоким рабочим температурным диапазоном, что является важным при разработке приборов и систем ориентации и навигации летательных аппаратов. Физические основы работы феррозонда описаны в работе [3].

Модуль электроники конструктивно состоит из двух печатных плат преимущественно на отечественной элементной базе, имеющих по каждому каналу магнитометра в своем составе генератор тока (необходим для питания феррозондов), линейный усилитель (для усиления сигнала), полосовой фильтр (для выделения полезной составляющей сигнала), синхронный детектор (для преобразования переменного сигнала в постоянный), источник опорного напряжения (для стабилизации амплитуды генератора тока феррозондов и работы АЦП), термодатчик (с аналоговым выходом для температурной компенсации), акселерометры (для компенсации установочных погрешностей), встроенную систему контроля (состоит из усилителя и фильтра низких частот), аналого-цифровой преобразователь, микропроцессор (для хранения специального программного обеспечения) и микросхему интерфейса RS-422 (для выдачи информации потребителю). Наличие встроенного процессора позволяет регулировать выходной сигнал магнитометра на программном уровне, записывать и обновлять специальное программное обеспечение. Обмен информацией с бортовым оборудованием летательного аппарата и магнитометром осуществляется по интерфейсу RS-422, отличающемуся повышенной стойкостью к помехам (что важно в магнитометрии), большой дистанцией передачи данных и высокой скоростью передачи на небольшие расстояния. Общая структурная схема магнитометра представлена на рисунке 1.

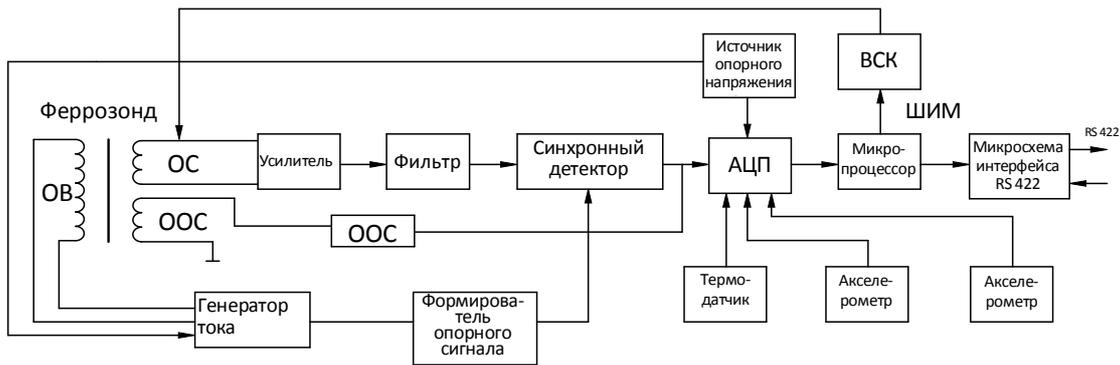


Рис. 1. Обобщенная структурная схема одного канала трехкомпонентного магнитометра со встроенным процессором

Разработанный магнитометр имеет следующие технические характеристики: смещение нулевого сигнала не более 40 нТл, углы неортогональности между измерительными осями не более 25 угл. минут, диапазон измерения ± 75000 нТл и диапазон рабочих температур $\pm 60^\circ\text{C}$.

Разработка и выпуск магнитометров с цифровым выходом имеет ряд преимуществ над аналоговыми магнитометрами и позволяет решить ряд проблем:

- при помощи специального программного обеспечения появляется возможность регулировать основные технические характеристики магнитометра на программном уровне, что существенно уменьшает трудоемкость регулировки. Выражение для регулировки сигнала продольной проекции вектора напряженности магнитного поля Земли имеет вид:

$$H_X = m_{11}H_X^{(u)} + m_{12}H_Y^{(u)} + m_{13}H_Z^{(u)} + m_{01}, \quad (1)$$

где: H_X – отрегулированная продольная проекция; $H_X^{(u)}, H_Y^{(u)}, H_Z^{(u)}$ – измеренные продольная, поперечная и нормальная проекции вектора напряженности соответственно; m_{11} – масштабный коэффициент; m_{12}, m_{13} – коэффициенты неортогональности между поперечной и нормальной проекциями, m_{01} – коэффициент, характеризующий смещение нулевого сигнала продольной проекции.

- вышеописанное схмотехническое решение позволяет осуществлять компенсацию смещения нулевого сигнала магнитометра при критических внешних температурах при условии наличия термодатчика в его составе [4];
- программное обеспечение магнитометра дает возможность списывать девиацию (отклонение) магнитного канала, не прибегая к традиционным методам списания девиации, а также хранить девиационные поправки в памяти магнитометра и применять их в условиях изменяющихся возмущающих магнитных полей [5];
- появляется возможность контроля работоспособности магнитометра на борту летательного аппарата посредством встроенной системы контроля.

В настоящее время несколько опытных образцов трехкомпонентного магнитометра со встроенным процессором успешно проходят летные испытания в составе беспилотной инерциальной навигационной системы на реальном летательном аппарате.

Заключение. Предложена конструкция трехкомпонентного магнитометра со встроенным процессором для обработки и выдачи информации. Вышеописанный магнитометр отвечает техническим требованиям, которые предъявляются к приборам и системам на борту летательного аппарата: смещение нулевого сигнала не более 40 нТл, углы неортогональности между измерительными осями не более 25 угл. мин, диапазон измерений ± 75000 нТл и диапазон рабочих температур $\pm 60^\circ\text{C}$.

Разработанный магнитометр имеет ряд преимуществ над аналоговыми магнитометрами: уменьшена трудоемкость регулировки, введена возможность компенсации сигнала при критических внешних температурах, введена возможность хранения девиационных поправок и контроля работоспособности магнитометра в течение полета летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Акиндеев Ю.А., Воробьев В.Г., Карчевский А.А.** Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации. М.: Машиностроение, 1989. 344 с.
2. **Афанасьев Ю.В.** Феррозондовые приборы. Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние. 1986. 188 с.
3. **Баранов В.Е.** Измерение слабого магнитного поля на основе феррозондового датчика. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. 2015. 134 с.
4. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
5. **Мелешко В.В.** К определению коэффициентов девиации магнитного компаса на вираже. М.: Наука, №4, 1989.С. 38–41.

D.E.Lunin, V.M.Samoilov (JSC “Arzamas research and production enterprise “TEMP-AVIA”, Arzamas). **Development and research of a three-component magnetic sensor with a built-in data processor for forming the course of an aircraft.**

Abstract. The experience of developing a three-component magnetic sensor based on a fluxgate converter with an integrated processor for processing and outputting information, designed to form the magnetic course of an aircraft, is presented. The structure and generalized block diagram of the magnetometer are described. The main technical characteristics of the developed magnetic sensor are presented.

Д. Г. СЕЛУКОВ
(ООО «Гиролаб», г. Пермь)

КАЛИБРОВКА ТРЕХОСНОГО МАГНИТОМЕТРА В СОСТАВЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ОЦЕНКОЙ ПОСТОЯННОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ

Описан метод калибровки трехосного магнитометра с одновременной оценкой склонения и наклона постоянного магнитного поля. Приведены результаты работы калибровки для записанных при полете самолета данных бесплатформенной инерциальной навигационной системы при ограниченных углах крена и тангажа. Калибровка реализована с помощью расширенного фильтра Калмана с неявными измерениями.

Введение. Калибровка магнитометра в составе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в основном заключается в компенсировании магнитных возмущений в связанной с БИНС системой координат (ССК) и нахождении матрицы юстировки от магнитометрических осей до осей БИНС. Существуют методики, описывающие решение первой [1] и второй задач, разбивая их на отдельные этапы [2]. В настоящей работе предлагается проводить калибровку, решая две задачи вместе, используя данные БИНС об ориентации объекта и предположение о постоянстве магнитного поля в географической системе координат (ГСК) с одновременной его оценкой. Такая постановка удобна при калибровке магнитометра, установленного вместе с БИНС на самолет, поскольку постоянство магнитного поля обеспечивается большой удаленностью от внешних возмущений.

Модель магнитометра. Существуют модели магнитометра, описывающие влияния различных факторов на показания измерителя внешнего магнитного поля. В основном это влияние магнитотвердых (вызывающих смещение нулей магнитометра) и магнитомягких (вызывающих искажения осей) материалов в ССК и различная для разных осей чувствительность магнитометров [3]. Объединяя влияние всех факторов, можно сформулировать модель магнитометра, привязанную к ССК:

$$A \cdot (m - o) = C \cdot M, \quad (1)$$

где m – измеренный магнитометром вектор 3×1 ; o – смещения нуля магнитометра, 3×1 ; A – матрица 3×3 преобразования данных магнитометра, включающая в себя искажение внешнего магнитного поля и матрицу юстировки от магнитометрических осей до осей БИНС; C – матрица поворота 3×3 из ГСК в ССК, выдаваемая БИНС; M – нормированное магнитное поле в ГСК, 3×1 , задаваемое склонением и наклоном магнитного поля, компоненты в ГСК которого имеют вид:

$$\{M\}^{ГСК} = \{\cos(i) \cos(d), -\sin(i), \cos(i) \sin(d)\}, \quad (2)$$

где d, i – склонение и наклонение магнитного поля.

Калибровка магнитометра. Для нахождения коэффициентов по массиву измеренных данных можно использовать различные методы поиска. В случае большого количества данных и ограниченного объема памяти при выполнении вычислений в самой БИНС выгодно использовать однопроходные методы, например, для текущей нелинейной постановки, расширенный фильтр Калмана с неявными измерениями [4] с вырожденным этапом предсказания (единичным). Недостатком этого метода для данной постановки является необходимость довольно точной настройки матриц ковариаций векторов измерения и состояния, а также начального вектора состояния и его ковариаций под определенные условия работы. Под условиями работы понимается уровень зашумленности магнитных данных и разнообразие матриц ориентации C . Постановка (1) содержит в себе искомые калибровочные коэффициенты A и o , которые вместе со склонением и наклоном образуют вектор состояния фильтра Калмана X , а вектором измерения $Meas$ являются показания магнитометра m :

$$\{X\} = \{A_{1,1}, A_{1,2}, A_{1,3}, A_{2,1}, A_{2,2}, A_{2,3}, A_{3,1}, A_{3,2}, A_{3,3}, o_1, o_2, o_3, d, i\}, \quad (3)$$

$$\{Meas\} = \{m_1, m_2, m_3\}. \quad (4)$$

Для упрощения вычислений элементы матрицы C считаются точными (не зашумленными, хотя это не так) и не входят в вектор измерений.

Начальные значения склонения и наклонения задаются из модели всемирного магнитного поля (WMM, World Magnetic Model), а начальные калибровочные коэффициенты рассчитываются тем же методом, но в более благоприятных условиях работы (до установки системы на самолет), при которых настройка фильтра не так значима, и нет ограничения на ориентацию, в то время как самолет может быть ограничен в своем крене и тангаже.

Результаты калибровки БИНС с магнитометром на самолете. Описанная выше калибровка была применена на логах, записанных при полете самолета Як-152. На рисунке 1 представлены графики курса, крена и тангажа для записанного полета. Результаты калибровки представлены на рисунке 2 в виде зависимости нормы магнитных данных до и после калибровки и разницы магнитного и инерциального курса от времени.

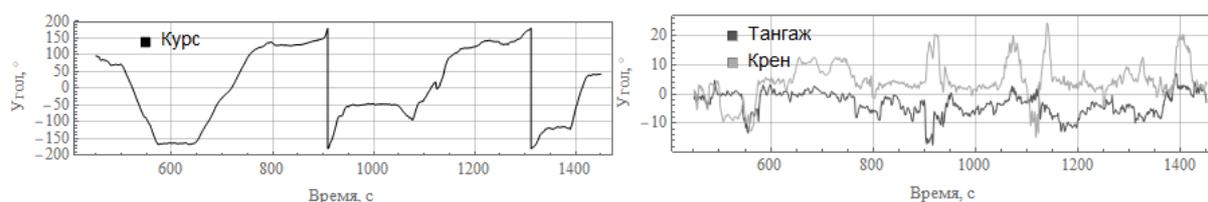


Рис. 1. Графики курса, крена и тангажа в зависимости от времени.

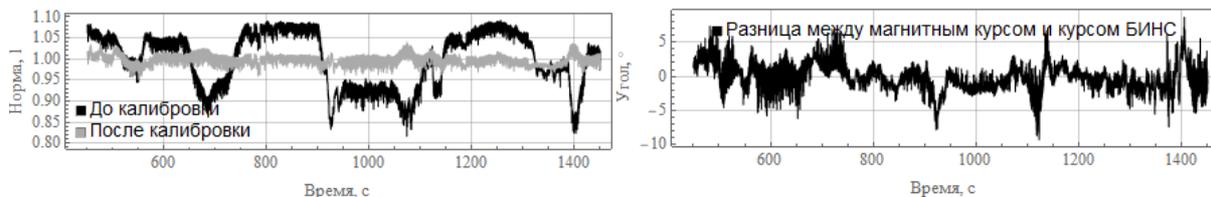


Рис. 2. Графики нормы магнитных данных до и после калибровки и разница между магнитным курсом и курсом БИНС при использовании откалиброванных данных.

Заключение. Продемонстрированы результаты калибровки в условиях зашумленности магнитных данных и скудного из-за ограничений углов крена и тангажа набора ориентаций самолета. Средняя ошибка склонения и наклонения измеренного магнитного поля от значений WMM составила 0.18° и -2.07° соответственно. Среднеквадратическое отклонение разницы магнитного и инерциального курса составило: в течение всего полета – $2,43^\circ$, при равномерном полете – $0,98^\circ$, а при активном маневрировании – $3,58^\circ$. Повышенное отклонение при активном пилотировании может быть связано с временной задержкой показаний магнитометров относительно показаний датчиков угловой скорости и с нестационарными возмущениями магнитного поля от электроприводов самолета, что является предметом дальнейших исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Chi, Cheng & Lv, Jun-Wei & Wang, Dan.** (2019). Calibration of triaxial magnetometer with ellipsoid fitting method. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 237. 032015. 10.1088/1755-1315/237/3/032015.
2. **Kok, Manon & Schön, Thomas.** (2016). Magnetometer Calibration Using Inertial Sensors. IEEE Sensors Journal. 16. 10.1109/JSEN.2016.2569160.
3. **Gebre-Egziabher, Demoz & Elkaim, Gabriel & Powell, J.D. & Parkinson, Bradford.** (2006). Calibration of Strapdown Magnetometers in Magnetic Field Domain. Journal of Aerospace Engineering - J AEROSP ENG. 19. 10.1061/(ASCE)0893-1321(2006)19:2(87).
4. **S. Vogel, H. Alkhatib and I. Neumann,** "Iterated Extended Kalman Filter with Implicit Measurement Equation and Nonlinear Constraints for Information-Based Georeferencing," 2018 21st International Conference on Information Fusion (FUSION), Cambridge, 2018, pp. 1209-1216, doi: 10.23919/ICIF.2018.8455258.

D.G.Selukov (Ltd «Gyrolab», Perm). **Calibration of three-axis magnetometer using inertial navigation system data and estimating constant magnetic field.**

Abstract. Magnetometer calibration method with estimation of declination and inclination of the constant magnetic field is considered. Results of calibration using flight logs of inertial navigation system installed on an airplane are shown. Calibration is carried out under constraints of airplane pitch and roll. Calibration is implemented as a part of the INS using an implicit extended Kalman filter.

С.М. ТАРАСОВ, В.В. ЦОДОКОВА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО БЛОКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО АСТРОНОМИЧЕСКОГО УНИВЕРСАЛА НА ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЗИМУТА НАЗЕМНОГО ОРИЕНТИРА

Анализируется влияние характеристик опτικο-электронного блока автоматизированного астрономического универсала на точность определения азимута наземного ориентира. Полученные результаты могут быть использованы при разработке модели погрешности прибора, а также при проектировании его опτικο-электронной части.

Введение. Для решения задачи высокоточного определения астрономических азимутов наземных ориентиров, задающих базовые направления, в полевых условиях все еще используются классические астрономический теодолит ДКМ-3А (ф. «Wild», Швейцария) и астрономический универсал АУ-01 (ЦНИИГАиК, Россия) [1]. Процесс определения азимута в указанных приборах не автоматизирован, требует продолжительного времени сеансов наблюдений, а также высокой квалификации исполнителей. Для их замены в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» рассматривается возможность создания автоматизированного астрономического универсала (ААУ) [2], внешний вид которого приведен на рис. 1.

Настоящая работа посвящена исследованию влияния характеристик опτικο-электронного блока ААУ на точность определения астрономического азимута наземного ориентира.

Постановка задачи. Определение азимута наземного ориентира с использованием ААУ заключается в определении азимута визирной оси $A_{В0}$ по наблюдению звезд вблизи плоскости меридиана с последующим ее поворотом на горизонтальный угол γ [2]:

$$A_{НО} = A_{В0} + \gamma. \quad (1)$$

Определение значений $A_{В0}$ и γ связано с наблюдением в плоскости фотоприемного устройства (ФПУ) опτικο-электронного блока изображений точечных объектов: звезд и наземных ориентиров. Очевидно, что погрешности определения значений $A_{В0}$ и γ обусловлены, в том числе, и погрешностями определения координат энергетических центров изображений точечных объектов в плоскости ФПУ [3], которые в свою очередь зависят от параметров опτικο-электронного блока: фокусного расстояния объектива f , диаметра его входного зрачка D , физических размеров элементов разложения (пикселей) ФПУ $d_{\text{пикс}}$. Светосила объектива D/f и собственные шумы ФПУ определяют пороговую звездную величину регистрируемых звезд и отношение сигнал/шум. Размер пикселей ФПУ $d_{\text{пикс}}$ и их количество в строке N_X (столбце N_Y) матрицы ФПУ определяют горизонтальный β_H (вертикальный β_B) угловой размер поля зрения

$$\beta_H = \arctg(N_X d_{\text{пикс}} / f); \quad \beta_B = \arctg(N_Y d_{\text{пикс}} / f). \quad (2)$$

Одним из ключевых параметров опτικο-электронного блока является масштабный коэффициент изображения m_x , соответствующий угловому размеру пикселя ФПУ

$$m_x = \beta_H / N_X \approx \beta_B / N_Y. \quad (3)$$

Для исследования влияния характеристик опτικο-электронного блока на точность определения азимута наземного ориентира $A_{НО}$ необходимо, в первую очередь, оценить влияние масштабного коэффициента m_x на погрешности определения составляющих азимута наземного ориентира (азимута визирной оси $A_{В0}$ и горизонтального угла γ).



Рис. 1. Общий внешний вид ААУ

Описание исследований. Исследование влияния характеристик оптико-электронного блока ААУ на точность определения азимута наземного ориентира осуществлялось в следующем порядке:

- рассчитывались погрешности определения координат энергетических центров изображений точечных объектов в плоскости ФПУ $\sigma_{x,y}$ в зависимости от значений масштабного коэффициента m_x ;
- рассчитывались погрешности определения экваториальных координат визирной оси $\sigma_{\alpha}^{\text{ФПУ}}, \sigma_{\delta}^{\text{ФПУ}}$ для различных значений $\sigma_{x,y}$ и количества наблюдаемых звезд $N_{\text{зв}}$;
- рассчитывалась погрешность определения азимута визирной оси $\sigma_{\text{Аво}}$, обусловленная погрешностями определения ее экваториальных координат $\sigma_{\alpha}^{\text{ФПУ}}, \sigma_{\delta}^{\text{ФПУ}}$;
- рассчитывались погрешности определения горизонтального угла σ_{γ} и азимута наземного ориентира $\sigma_{\text{Ано}}$, обусловленные влиянием характеристик оптико-электронного блока.

Пункт «а» исследований проводился путем моделирования, в рамках которого формировались тестовые кадры высокого разрешения, содержащие изображения двух точечных объектов (звезд) размером $\omega_{\text{зв}} = 10''$ (на рис. 2 слева).

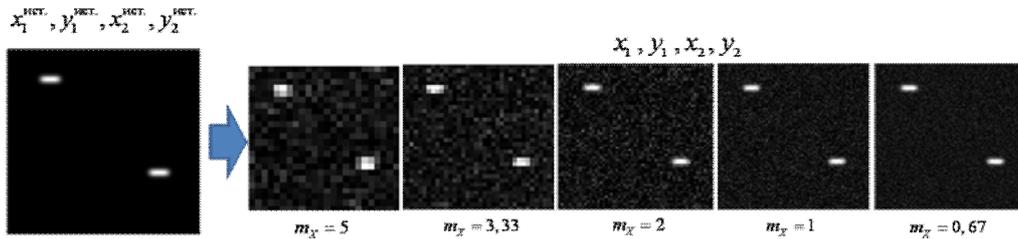


Рис. 2. Тестовые кадры высокого разрешения и их копии меньшего разрешения

Для определения координат энергетических центров изображений объектов был выбран метод среднего взвешенного, который обладает высокими точностью и быстродействием, а также простотой реализации [4 - 6].

Тестовый кадр высокого разрешения преобразовывался с учетом масштабного коэффициента m_x , задаваемого в диапазоне (0,67 – 5) угл.с./пикс., в кадр меньшего разрешения, который соответствует изображению, получаемому в ААУ (на рис. 2 справа). При различных значениях m_x производился расчет погрешностей определения координат изображений точечных объектов в плоскости ФПУ $\sigma_{x,y}$, а именно среднего квадратического отклонения (СКО) координат объектов на изображениях меньшего разрешения от истинных координат, полученных на исходном изображении.

Пункт «б» исследований проводился путем имитации алгоритма работы ААУ [2]. При моделировании учитывались погрешности определения экваториальных координат звезд $\sigma_{\alpha,\delta} = 0,12''$ [7, 8], а также влияние флуктуаций атмосферы, которое выражается в виде случайных смещений изображений звезд в плоскости ФПУ и характеризуется СКО координат изображений звезд в плоскости ФПУ $\sigma_{\text{ф.атм.}} = 0,3''$.

Отметим, что флуктуации атмосферы зависят от множества параметров, которые меняются случайным образом во времени и пространстве, что значительно затрудняет их описание, последующий учет и компенсацию влияния. При моделировании предполагалось, что влияние флуктуаций атмосферы одинаково для всего поля зрения оптико-электронного блока ААУ, т.е. вызывает одинаковые смещения изображений звезд в плоскости ФПУ.

Пункт «в» исследований выполнялся с использованием формулы [9]:

$$\sigma_{\text{Аво}} = \sqrt{\frac{\sin(q)^2}{\sin(90 - h_{\text{ВО}})^2} (\sigma_{\delta}^{\text{ФПУ}})^2 + \frac{\cos(q)^2 \cos(\delta_{\text{ВО}})^2}{\sin(90 - h_{\text{ВО}})^2} (\sigma_{\alpha}^{\text{ФПУ}})^2}, \quad (4)$$

где $q = \arctg((\sin(s - \alpha_{\text{ВО}})) / (\text{tg}(\varphi_Z) \cos(\delta_{\text{ВО}}) - \sin(\delta_{\text{ВО}}) \cos(s - \alpha_{\text{ВО}})))$ – параллактический угол; $h_{\text{ВО}}$ – высота визирной оси над плоскостью горизонта; φ_Z – астрономическая широта места наблюдения; $\alpha_{\text{ВО}}, \delta_{\text{ВО}}$ – экваториальные координаты визирной оси; s – местное звездное время.

При расчете погрешности определения азимута визирной оси использовались следующие исходные данные: $h_{BO}=40^\circ$, $s = \lambda_Z$, где $\lambda_Z \in [0^\circ; 180^\circ]$ – астрономическая долгота места наблюдения (соответствует наблюдениям в 0 ч местного времени), и $\varphi_Z \in [40^\circ; 80^\circ]$ с.ш.

Погрешность определения горизонтального угла σ_γ , обусловленная влиянием характеристик оптико-электронного блока, может быть выражена формулой (с учетом влияния флуктуаций атмосферы)

$$\sigma_\gamma = \sqrt{\sigma_{x,y}^2 + \sigma_{ф.атм.}^2} \quad (5)$$

Погрешность определения азимута наземного ориентира, обусловленная влиянием характеристик оптико-электронного блока, рассчитывалась по формуле

$$\sigma_{Ано} = \sqrt{\sigma_{Аво}^2 + \sigma_\gamma^2} \quad (6)$$

Результаты моделирования. В таблице 1 приведены результаты расчета погрешностей определения координат энергетических центров изображений звезд $\sigma_{x,y}$ и экваториальных координат визирной оси $\sigma_\alpha^{ФПУ}$, $\sigma_\delta^{ФПУ}$ в зависимости от коэффициента m_x и количества наблюдаемых звезд $N_{зв}$.

Т а б л и ц а 1

Погрешность определения координат изображений звезд и экваториальных координат визирной оси

m_x угл.с./пикс	$\sigma_{x,y}$ угл.с.	Погрешность $\sigma_\alpha^{ФПУ}$, sec(δ_{BO}) угл.с.					Погрешность $\sigma_\delta^{ФПУ}$, угл.с.				
		Количество видимых звезд $N_{зв}$					Количество видимых звезд $N_{зв}$				
		3	5	10	15	20	3	5	10	15	20
5	0,51	1,27	0,96	0,56	0,41	0,38	1,50	0,94	0,60	0,50	0,47
3,33	0,35	0,44	0,37	0,33	0,30	0,30	0,45	0,38	0,34	0,32	0,31
2	0,20	0,35	0,32	0,30	0,30	0,30	0,35	0,32	0,30	0,30	0,30
1	0,10	0,33	0,31	0,30	0,30	0,30	0,33	0,31	0,30	0,30	0,30
0,67	0,06	0,32	0,30	0,30	0,30	0,30	0,32	0,31	0,30	0,30	0,30

По результатам моделирования можно сделать следующие выводы:

1) погрешности определения координат объектов в плоскости ФПУ могут быть представлены в виде $\sigma_{x,y} = 0,1 \cdot m_x$;

2) с увеличением количества наблюдаемых звезд и с уменьшением масштабного коэффициента m_x погрешности определения экваториальных координат визирной оси стремятся к значениям равным $\sigma_\alpha^{ФПУ} = \sigma_{ф.атм.} \cdot \sec(\delta_{BO})$ и $\sigma_\delta^{ФПУ} = \sigma_{ф.атм.}$.

С использованием указанных выше значений $\sigma_\alpha^{ФПУ}$, $\sigma_\delta^{ФПУ}$ и формулы (4) рассчитывались погрешности определения азимута визирной оси $\sigma_{Аво}$ для различных широт φ_Z : при $\varphi_Z=40^\circ$ $\sigma_{Аво}=0,39''$, при $\varphi_Z=80^\circ$ $\sigma_{Аво}=0,46''$. Следует отметить, что указанные значения $\sigma_{Аво}$ не учитывают влияния точности определения исходных параметров (φ_Z , λ_Z , h_{BO}), которые также используются при расчете азимута визирной оси [3].

Итоговые значения погрешности определения азимута наземного ориентира $\sigma_{Ано}$ при различных значениях m_x для низких и высоких широт, рассчитанные по формуле (6), представлены в таблице 2.

Т а б л и ц а 2

Погрешность определения азимута наземного ориентира

m_x , угл.с./пикс.	$\sigma_{Ано}$, УГЛ.С.	
	$\varphi_Z=40^\circ$	$\varphi_Z=80^\circ$
2	0,53	0,58
1	0,50	0,56
0,67	0,50	0,55

Полученные зависимости могут быть использованы при выборе оптимальных характеристик оптико-электронного блока ААУ и разработке модели погрешности ААУ.

Заключение. С помощью моделирования исследовано влияние характеристик оптико-электронного блока автоматизированного астрономического универсала на точность определения азимута наземного ориентира. Показано, что с увеличением количества наблюдаемых звезд и с уменьшением масштабного коэффициента изображения, формируемого в оптико-электронном блоке, погрешности определения экваториальных координат визирной оси прибора стремятся к значениям, обусловленным влиянием флуктуаций атмосферы. Также представлены результаты расчета погрешности определения азимута наземного ориентира, обусловленной влиянием характеристик оптико-электронного блока, при различных значениях масштабного коэффициента изображения и широты места установки прибора.

Полученные результаты в дальнейшем будут использованы при разработке модели погрешности автоматизированного астрономического универсала, а также при проектировании его оптико-электронного блока.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Глазунов А.С.** Современные тенденции в геодезической астрономии // Интерэкспо Гео-Сибирь. Новосибирск: СГГА, 2008. С. 183-188.
2. **Тарасов С.М.** Исследование влияния инструментальной погрешности автоматизированного астроуниверсала в задаче определения азимута наземного ориентира // Материалы XXXII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова - СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ "Электроприбор"», 2020. – С. 210-215.
3. **Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли** / ред. В.Г. Пешехонов, О.А. Степанов. Санкт-Петербург: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
4. **Аванесов Г.А., Кондратьева Т.В., Никитин А.В.** Исследование смещения энергетического центра изображений звезд относительно геометрического центра на ПЗС-матрице и коррекция методической ошибки // Механика, управление и информатика, 2008. № 1. с. 420-446.
5. **Gayvoronsky S., Rusin E., Tsodokova V.** A comparative analysis of methods for determining star image coordinates in the photodetector plane // Automation & Control: Proceeding of the International Conference of Young Scientists. SPb, Russia. SPbPU, 2013. P. 54-58.
6. **Цодокова В.В.** Определение координат изображения звезды в плоскости фотоприемного устройства астрономического инструмента // XXII международный научно-технический семинар «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта 18-24 сентября 2013. Сборник трудов. М.: МГУПИ, 2013. С. 94-95.
7. **Цветков А.С.** Руководство по практической работе с каталогом Hipparcos: Учебно-методическое пособие. СПб: СПбГУ, 2005. 104 с.
8. **Цветков А.С.** Руководство по практической работе с каталогом Tycho-2: Учебно-методическое пособие. СПб: СПбГУ, 2005. 132 с.
9. **Блажко С.Н.** Курс практической астрономии.//М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979,с.393-408.

S.M. Tarasov, V.V. Tsodokova (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **The research of the landmark astronomic azimuth determination errors influenced by the automated astronomical instrument's optoelectronic unit parameters**

Abstract. This work describes the research of the influence between the parameters of the automated astronomical instrument's optoelectronic unit and the landmark astronomic azimuth determination errors. The results of study are presented and can be used to develop the error model of the automated astronomical instrument and the optoelectronic unit configuration.

О.А. ХОТЬКО

(ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»)

ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА СТАТИСТИЧЕСКИХ ОЦЕНОК ПОГРЕШНОСТЕЙ ГИРОКОМПАСИРОВАНИЯ, ПОЛУЧЕННЫХ НА РАЗЛИЧНЫХ РУМБАХ

Обосновано, что погрешность определения угла курса бесплатформенной инерциальной системы при начальной выstavке на неподвижном основании на румбах в диапазоне $0^\circ\div 360^\circ$ изменяется по гармоническому закону. Показано, что применение правила «трех сигм» завышает диапазон изменения погрешности определения начального угла курса более чем в два раза. Результат подтверждён испытаниями. Предложена формула для расчета критерия допустимых значений погрешности определения начального угла курса, позволяющая объективно оценить результаты испытаний изделия.

Введение. Как правило, испытания навигационных систем считаются успешными, если эмпирические характеристики выходных параметров навигационной системы, полученные при обработке результатов испытаний, укладываются в допуск. В качестве характеристик часто используют среднее значение, среднеквадратическое отклонение (СКО) или среднеквадратическое значение погрешности (СКП), представляющее собой корень квадратный из суммы дисперсии и квадрата среднего значения. При оценке предельного значения обычно принимают результат утроенного значения СКП или СКО, так называемое правило «трех сигм». Однако использование правила «трех сигм» позволяет оценить результаты испытаний объективно только в том случае, если распределение погрешностей можно считать нормальным. В представляемой работе показано, что при определении начальных значений угла курса методом гироскопирования (ГК) с помощью бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на различных румбах, принадлежащих диапазону $0^\circ\div 360^\circ$, погрешности определения угла курса (*далее кратко – погрешности ГК*) заведомо не будут принадлежать нормальному распределению, поэтому применение правила «трех сигм» для оценки результатов испытаний применять некорректно. В работе обосновывается применение другого критерия оценки результатов испытаний, позволяющего более объективно их трактовать.

О погрешности ГК. Введём следующие ортогональные системы координат: 1) $Oxuz$ – система координат, связанная с БИНС. Ось Ox – продольная ось, ось Oz – поперечная ось, ось Oy – направлена вверх ортогонально основанию БИНС; 2) $ONUpE$ – горизонтально-географическая система координат: ось ON направлена на север, ось OUp – вверх, ортогонально плоскости горизонта, ось OE – на восток.

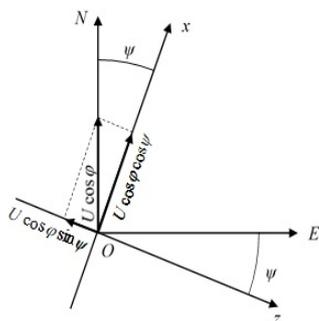


Рис. 1. Проекция угловой скорости вращения Земли на горизонтальные оси системы координат, связанной с БИНС

Будем считать, что БИНС находится неподвижно относительно Земли. В этом случае гироскопы будут измерять только угловую скорость вращения Земли. Предположим, что вертикальная ось Oy и ось OUp совпадают, а оси Ox и Oz повернуты относительно OE и ON на угол курса – ψ . Тогда проекции угловой скорости вращения Земли на горизонтальные оси связанной с БИНС системы координат примут вид, показанный на рис. 1.

Согласно [2], проекции угловой скорости вращения Земли на горизонтальные оси системы координат, связанной с БИНС, определяются выражениями:

$$\omega_x = U \cdot \cos \varphi \cdot \cos \psi; \quad \omega_z = -U \cdot \cos \varphi \cdot \sin \psi, \quad (1)$$

где ω_x, ω_z – проекции угловой скорости вращения Земли на горизонтальные оси системы координат, связанной с БИНС; U – угловая скорость вращения Земли; φ – широта места БИНС; ψ – угол курса БИНС.

Система (1) справедлива только в идеальном случае, когда отсутствуют дрейфы гироскопов. Примем, что гироскопы не идеальны, тогда (1) запишется в следующем виде:

$$\omega_x = U \cdot \cos \varphi \cdot \cos \psi + \delta\omega_x; \quad \omega_z = -U \cdot \cos \varphi \cdot \sin \psi + \delta\omega_z, \quad (2)$$

где $\delta\omega_x$ – дрейф продольного гироскопа (проекция на ось Ox); $\delta\omega_z$ – дрейф поперечного гироскопа (проекция на ось Oz). Будем считать $\delta\omega_x, \delta\omega_z$ неизвестными постоянными величинами. Известно, что зависимость погрешности ГК от дрейфов гироскопов определяется формулой [2]:

$$\delta\psi = \frac{\delta\omega_E}{U \cdot \cos \varphi}, \quad (3)$$

где $\delta\psi$ – погрешность ГК; $\delta\omega_E$ – проекция дрейфов гироскопов на ось OE (далее – дрейф восточного гироскопа). Дрейф восточного гироскопа можно выразить через дрейфы продольного и поперечного гироскопов следующей формулой:

$$\delta\omega_E = \delta\omega_x \cdot \sin \psi + \delta\omega_z \cdot \cos \psi. \quad (4)$$

Пользуясь формулой (4), перепишем (3) в виде:

$$\delta\psi = \frac{\delta\omega_x \cdot \sin \psi + \delta\omega_z \cdot \cos \psi}{U \cdot \cos \varphi}. \quad (5)$$

Для упрощения исследования выражения (5) воспользуемся формулой дополнительного угла, согласно [4], и перепишем формулу (5) в виде:

$$\delta\psi = \frac{\sqrt{\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2}}{U \cdot \cos \varphi} \cdot \sin(\psi + \alpha), \quad (6)$$

где $\sin \alpha = \frac{\delta\omega_x}{\sqrt{\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2}}, \cos \alpha = \frac{\delta\omega_z}{\sqrt{\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2}}$.

Вследствие того, что величины дрейфов продольного и поперечного гироскопов $\delta\omega_x$ и $\delta\omega_z$ приняты за постоянные величины, то и значение дополнительного угла α также будет величиной постоянной.

Из (6) следует, что погрешность ГК на различных румбах меняется по гармоническому закону. Максимальное значение погрешности ГК $\delta\psi$ будет достигаться при $\sin(\psi + \alpha) = 1$, т.е. будет совпадать с амплитудой синусоиды:

$$\delta\psi_{\max} = \frac{\sqrt{\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2}}{U \cdot \cos \varphi}. \quad (7)$$

При равномерном распределении значения угла курса БИНС ψ , на которых выполняется начальная выставка БИНС, погрешность ГК, определяемая формулой (6), не будет иметь нормальное распределение, а, согласно [1], будет представлять собой распределение арксинуса.

Определение СКО погрешности ГК. Согласно [5], определяем $D_{\delta\psi}$ дисперсию погрешности ГК

$$D_{\delta\psi} = \frac{1}{2\pi} \cdot \left[\frac{\sqrt{(\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2)}}{U \cdot \cos \varphi} \right]^2 \cdot \int_0^{2\pi} \sin^2(\psi + \alpha) \cdot d\psi. \quad (8)$$

Вычислив интеграл в формуле (8), получим СКО погрешности ГК на различных румбах

$$\sigma_{\delta\psi} = \sqrt{D_{\delta\psi}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \frac{\sqrt{(\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2)}}{U \cdot \cos \varphi}. \quad (10)$$

Если применить правило «трёх сигм», то получим результат,

$$3 \cdot \sigma_{\delta\psi} = \frac{3}{\sqrt{2}} \cdot \frac{\sqrt{(\delta\omega_x^2 + \delta\omega_z^2)}}{U \cdot \cos \varphi} = 2,12 \cdot \delta\psi_{\max}, \quad (11)$$

что превышает фактическое максимальное значения погрешности ГК более чем в два раза. В свою очередь фактическое значение максимальной погрешности ГК оказывается связанным с СКО, согласно (11) следующей формулой:

$$\delta\psi_{\max} = \sqrt{2} \cdot \sigma_{\delta\psi}. \quad (12)$$

Из (12) следует, что значение погрешности ГК будет лежать в диапазоне $\pm\delta\psi_{\max}$ с вероятностью равной 1, а применения правила «трёх сигм» для оценки величины максимальной погрешности ГК искажает результат испытаний, завышая оценку предельной погрешности. В связи с этим для оценки максимальной погрешности определения начального значения угла курса методом гирокомпасирования на различных румбах, предлагается использовать формулу (12).

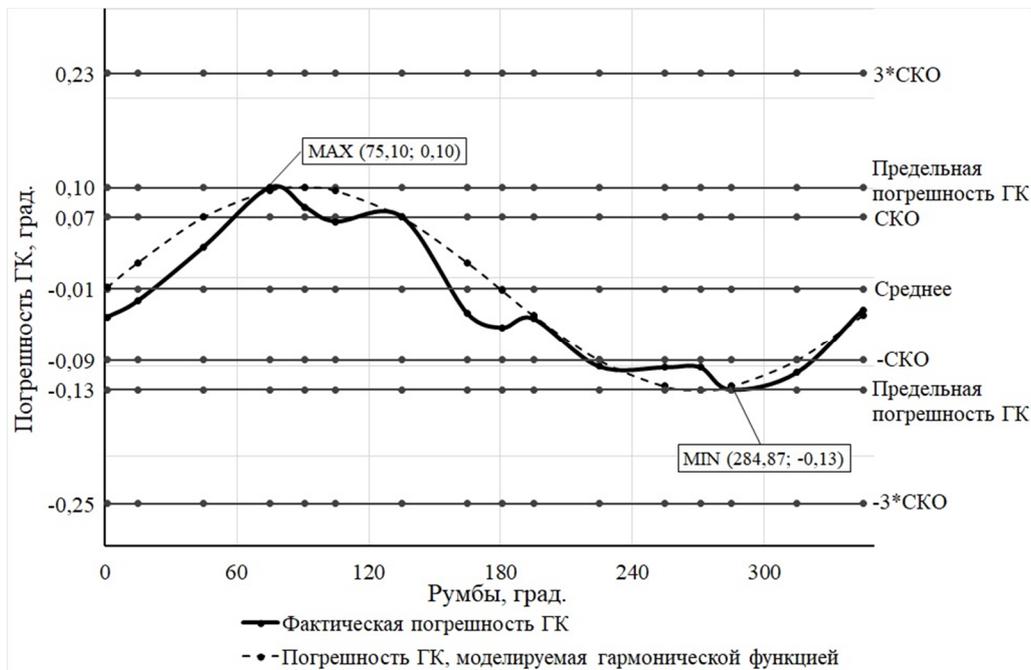


Рис. 2. График погрешности ГК

Анализ результатов испытаний. На рис. 2 приведен график, где сплошной жирной линией обозначена фактическая погрешность ГК, а пунктирной линией – её аппроксимация синусоидальной функцией. В прямоугольниках с ключевыми словами MAX и MIN приведены значения углов курса, на которых выполнялась начальная выставка, и величины погрешностей ГК, которые соответствуют максимальному и минимальному значениям. Горизонтальными линиями обозначены среднее значение данных фактической погрешности ГК, равное $-0,01^\circ$; уровни $\text{СКО}=0,07^\circ$; $3 \cdot \text{СКО}=0,23^\circ$; значение максимальной предельной фактической погрешности ГК равной $0,10^\circ$, которая практически совпадает со значением $\sqrt{2} \cdot \text{СКО}$. Уровни СКО, $3 \cdot \text{СКО}$ и предельная погрешность ГК отложены от среднего значения. Отклонение графика фактической погрешности ГК от синусоидальной функции вызвано изменением дрейфов гироскопов во время испытаний. Однако это не меняет полученный результат, поскольку графики демонстрируют, что значение $3 \cdot \text{СКО}$ значительно больше фактического максимального значения погрешности ГК и потому неадекватно характеризует результаты испытаний.

Заключение. Полученные результаты показывают, что погрешности определения начального значения угла курса методом ГК при выполнении начальной выставки на различных углах курса, принадлежащих диапазону $0\div 360^\circ$, изменяется по гармоническому закону и имеют распределение арксинуса. Установлено, что при определении максимальной погрешности ГК правило «трёх сигм» даёт результат, превышающий предельную погрешность более чем в два раза. Это подтверждается реальными данными (рис. 2). В связи с этим при оценке максимального значения погрешности ГК, при выполнении начальной выставки на различных румбах, предлагается ориентироваться на фактическое максимальное значение погрешности или использовать формулу (12), связывающую максимальную погрешность ГК с СКО.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пугачев В.С. Теория вероятностей и математической статистики: Учеб. пособие. 2-е изд., исправл. и дополн. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. 496 с.
2. Saltychev O.S. Inertial Systems in Navigation and Geophysics. Bauman MSTU Press. Moscow, 1998. 352 p.
3. Ривкин С.С., Берман З.М., Окон И.М. Определение параметров ориентации объекта бесплатформенной инерциальной системой. СПб: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 1996. 226 с.
4. Гельфанд И.М., Львовский С.М., Тоом А.Л. Тригонометрия. М.: МЦНМЛ, 2002. 199 с.
5. Полосков И.Е. Теория случайных процессов. Курс лекций и практикум [Электронный ресурс]: учеб. пособие. Пермь. 2018. URL <http://www.psu.ru/files/docs/science/books/uchebnie-posobiya/poloskov-teoria-sluchaynyh-processov.pdf> (Дата обращения 04.05.2021).
6. Градштейн И.С., Рыжик И.М. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 1963. 1108 с.
7. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
8. Емельянцева Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 393 с.

O. A. Khotko (PJSC Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company). **Justification of statistical estimates calculation methodology for gyrocompassing errors received at different points**

Abstract. It is demonstrated that the gyrocompassing error of strapdown inertial system initial alignment on fixed base at different points in the range of $0\div 360^\circ$ varies according to the harmonic law. It is shown that three sigma rule application overestimates the gyrocompassing error variation range more than twice. The result is confirmed by tests. Statistical estimates calculation methodology for gyrocompassing errors is proposed that allows objectively evaluate product test results.

УДК 681.51

Д.В. ХУДАЕВ, Д.Ю. ЗОБАЧЕВ

(ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»)

Ю.В. ИВШИНА

(Пермский национальный исследовательский политехнический университет)

КАЛИБРОВКА ОРТОГОНАЛЬНОЙ ТРИАДЫ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

Рассмотрена методика определения калибровочных коэффициентов ортогональной триады волоконно-оптических гироскопов, с ориентацией, не совпадающей с осями прибора. Приведена модель показаний гироскопов при выполнении калибровки.

Введение. В настоящее время в инерциальной навигации широко распространено использование волоконно-оптических гироскопов в качестве датчиков угловой скорости [1]. Одна из особенностей рассматриваемых датчиков состоит в том, что они имеют зону нечувствительности [2] при малых угловых скоростях. В наземной технике указанный эффект проявляется, когда ось чувствительности датчика совпадает с восточной осью горизонтально-географической системы координат. С целью уменьшения вероятности такого события сконструирован инерциальный измерительный блок гироскопов, расположенных таким образом, чтобы при движении и маневрировании наземного объекта по поверхности Земли ни одна из их осей чувствительности не лежала бы в плоскости горизонта. Предлагаемый доклад посвящён описанию методики калибровки такого блока волоконно-оптических гироскопов.

Постановка задачи. Рассматривается конструкция прибора, в которой F_x, F_y, F_z – оси чувствительности гироскопов, B_x, B_y, B_z – приборные оси, $\vartheta_{F_x}, \vartheta_{F_y}, \vartheta_{F_z}$ – углы между плоскостью B_xOB_z и каждым из гироскопов соответственно, $\psi_{F_x}, \psi_{F_y}, \psi_{F_z}$ – углы поворота каждого из гироскопов вокруг вертикальной приборной оси ($\psi_{F_x} = 0$). На рисунке 1 схематически представлено расположение осей чувствительности гироскопов в корпусе прибора.

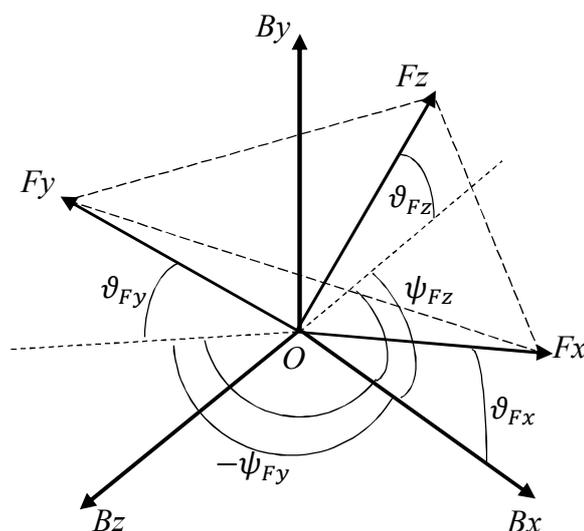


Рис. 1. Схематическое представление осей чувствительности в корпусе прибора

Необходимо выполнить калибровку рассматриваемой триады ортогональных гироскопов – определить следующий набор калибровочных коэффициентов: ΔK_{Fi} – поправка к номинальному значению масштабного коэффициента ДУС (датчик угловой скорости), $\Delta \vartheta_{Fi}$,

Научный руководитель: к.т.н., начальник отдела, доцент Колеватов А.П.

$\Delta\psi_{Fi}$, $\Delta\gamma_{Fi}$ – углы отклонения осей чувствительности ДУС от конструкторских, ω_{Fi}^H – независимая от линейного ускорения составляющая дрейфа ДУС (смещение нулевого сигнала), i – обозначение одного из ДУС. Для нахождения параметров калибровки использовалась методика калибровки, изложенная далее.

Основные этапы калибровки.

1) Выполнено три поворота на угол 360° вокруг каждой из осей прибора (Bx , By , Bz) по часовой стрелке и три поворота на угол 360° вокруг каждой из осей прибора против часовой стрелки. На рисунке 2 приведён пример поворота вокруг вертикальной оси прибора By , которая совпадает с осью Up горизонтально-географической системы координат $NUPE$ (Ось Up направлена вертикально вверх, ось N лежит в плоскости горизонта, ортогональна оси Up и направлена на Север, ось E направлена Восток и дополняет систему координат до правой):

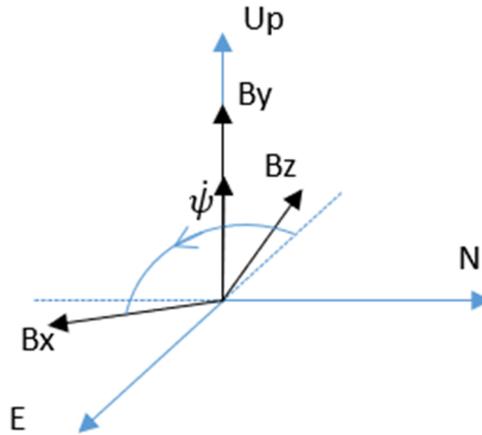


Рис. 2. Поворот в положительном направлении вокруг вертикальной оси прибора

2) Для перехода от осей прибора к осям, связанным с датчиками составлена следующая матрица перехода:

$$\begin{bmatrix} Fx \\ Fy \\ Fz \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\vartheta_{Fx}) \cos(\psi_{Fx}) & \sin(\vartheta_{Fx}) & -\cos(\vartheta_{Fx}) \sin(\psi_{Fx}) \\ \cos(\vartheta_{Fy}) \cos(\psi_{Fy}) & \sin(\vartheta_{Fy}) & -\cos(\vartheta_{Fy}) \sin(\psi_{Fy}) \\ \cos(\vartheta_{Fz}) \cos(\psi_{Fz}) & \sin(\vartheta_{Fz}) & -\cos(\vartheta_{Fz}) \sin(\psi_{Fz}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Bx \\ By \\ Bz \end{bmatrix}. \quad (1)$$

3) При помощи матрицы перехода (1) и модели ошибок гироскопа, учитывающей смещение нуля, поправку масштабных коэффициентов гироскопов и перекосы осей чувствительности для каждого из трёх датчиков, составлены выражения показаний для каждого из шести поворотов (18 уравнений). Далее приведена модель показаний датчиков при выполнении первого поворота, изображённого на рисунке 2.

$$\sum_{i=1}^{N_1} \Gamma_{Fx} = \frac{\Delta t N_1}{K(1+\Delta K_{Fx})} \left[(U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fx} - \Delta \vartheta_{Fx} (U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fy} + \Delta \psi_{Fx} (U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fz} + \omega_{Fx}^H \right], \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^{N_1} \Gamma_{Fy} = \frac{\Delta t N_1}{K(1+\Delta K_{Fy})} \left[(U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fy} + \Delta \vartheta_{Fy} (U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fx} - \Delta \gamma_{Fy} (U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fz} + \omega_{Fy}^H \right], \quad (3)$$

$$\sum_{i=1}^{N_1} \Gamma_{Fz} = \frac{\Delta t N_1}{K(1+\Delta K_{Fz})} \left[(U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fz} - \Delta \psi_{Fz} (U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fx} + \Delta \gamma_{Fz} (U_{Up} + \frac{2\pi}{N_1 \Delta t}) \sin \vartheta_{Fy} + \omega_{Fz}^H \right], \quad (4)$$

где: Γ_{Fi} – показания аналого-цифрового преобразователя датчика угловой скорости, N_1 – количество тактов опроса датчика за время выполнения первого поворота, Δt – длительность шага опроса, K – номинальное значение масштабного коэффициента (единица младшего разряда аналого-цифрового преобразователя) ДУС, U_{Up} – проекция угловой скорости вращения Земли на вертикальную ось горизонтально-географической системы координат,

4) По полученным в пункте 3 выражениям найдены оценки калибровочных параметров методом наименьших квадратов [3].

5) Анализ точности оцененных калибровочных параметров.

Заключение. Получена матрица перехода от осей, связанных с прибором, к осям, связанным с гироскопами. С использованием указанной матрицы составлена модель показаний датчиков при выполнении программы испытаний. Обозначены основные этапы калибровки. В дальнейшем планируется оценить калибровочные коэффициенты с использованием обобщенного метода наименьших квадратов и фильтра Р.Калмана. А также создать бесплатформенную инерциальную навигационную систему с применением модуляционного вращения [4] на базе исследуемой конструкции блока датчиков.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пешехонов В. Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. №2 (109). С. 3–10.
2. Лукьянов Д.П., Распопов В.Я., Филатов Ю.В. Прикладная теория гироскопов. СПб: "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2015. 316 с.
3. Степанов О.А., Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. СПб : ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 135–150.
4. Степанов А.П., Емельянец Г.И., Блажнов Б.А.. Об эффективности модуляционных поворотов измерительного модуля БИНС на ВОГ морского применения // Гироскопия и навигация. 2015. № 4. С. 42–54.

D.V. Khudaev, D.Yu. Zobachev (Perm scientific-industrial instrument making company), **I.V. Ivshina** (Perm national research polytechnic university). **Calibration of fiber-optic gyroscopes orthogonal triad**

Abstract. A method to determine calibration coefficients of orthogonal fiber-optic gyroscopes assembly with an orientation not coinciding with the device axes is considered. Partial model of gyroscopes readings during calibration is presented.

▪ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ ▪

Н.С. КАРАНИН, С.Н. ФЕДОРОВИЧ, А.Г. ЩЕРБАК
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

НАНЕСЕНИЕ ПОКРЫТИЙ НА РОТОР ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Определен характер осаждения покрытия, полученного методом магнетронного распыления, по сферической поверхности ротора. Разработана оригинальная математическая модель, описывающая равномерное приращение толщины покрытия на поверхности сферы. Разработано устройство вращения и алгоритм изменения угловой ориентации ротора. Приведены результаты апробации математической модели.

Введение. Одним из ключевых моментов при изготовлении ротора бескарданного электростатического гироскопа (БЭСГ) является формирование на поверхности ротора растрового рисунка, который необходим для создания системы съема информации об угловом положении ротора [1]. В технологии формирования растрового рисунка важным этапом является нанесение покрытия нитрида титана на поверхность ротора, для последующей модификации поверхности методом лазерного маркирования [2]. Важность этого этапа заключается в необходимости обеспечения геометрических параметров ротора [3] – отклонения поверхности ротора от сферы, осевой и радиальной составляющих дисбаланса.

В настоящее время покрытие на ротор БЭСГ наносят методом конденсации с ионной бомбардировкой [4]. В процессе нанесения покрытия используется устройство [5], в котором ротор фиксируется четырьмя игольчатыми упорами. В областях касания игольчатых упоров на поверхности ротора остаются непокрытые участки, вследствие чего форма поверхности ротора искажается.

Цель работы заключалась в исследовании возможности нанесения сплошного покрытия на ротор БЭСГ, без искажения формы ротора. Форма ротора определялась отклонением поверхности от сферической методом гармонического анализа. Для достижения цели были поставлены следующие задачи:

- определение характера осаждения покрытия по поверхности ротора и разработка математической модели для исследования возможности нанесения равномерного по толщине покрытия на поверхность сферы;
- разработка макета устройства для апробации математической модели.

Математическая модель. Для построения математической модели был исследован характер осаждения покрытия нитрида титана, полученного методом магнетронного распыления, на неподвижный ротор. Преимущество метода магнетронного распыления заключается в отсутствии необходимости жестко фиксировать ротор. Было установлено, что приращение покрытия на поверхности ротора в сферических координатах $r(\theta, \varphi)$ может быть описано, как:

$$r(\theta, \varphi) = a_0 + a_1 \cos \theta + \frac{1}{4} a_1 \cos 2\theta, \quad (1)$$
$$\begin{cases} 0 \leq \theta \leq \pi \\ 0 \leq \varphi \leq 2\pi \end{cases}$$

где a_0, a_1 - коэффициенты, определяемые эмпирически.

На основе этой зависимости была предложена оригинальная математическая модель равномерного приращения толщины покрытия на поверхности идеальной сферы.

Выражение (1) по сути, является суммой первой и второй гармоник ряда Фурье. При

вращении подложки ротора в процессе напыления таким образом, что поток частиц будет расположен под некоторым углом α к оси вращения ротора, приращение покрытия можно переписать как:

$$r(\theta, \varphi) = a_0 + a_1 \cos \theta \cos \alpha + \frac{1}{4} a_1 \cos 2\theta \cos 2\alpha. \quad (2)$$

Из выражения (2) следует, что при условии перпендикулярности потока частиц к оси вращения подложки ротора ($\alpha = 90^\circ$), характер осаждения соответствует второй гармонике ряда Фурье. Это может быть использовано для того, чтобы описать приращение покрытия для образования идеальной сферы. Для этого необходимо определенным образом изменять положение ротора относительно вектора потока частиц.

Можно рассмотреть вариант вращения вектора потока частиц относительно осей, орты которых имеют координаты $(\hat{\theta}_i, \hat{\varphi}_i)$. Линейную комбинацию вращений, при которой приращение покрытия будет являться идеальной сферой, можно описать выражением:

$$\sum_{i=1}^n \left[a_0 + \frac{a_1}{4} + \frac{a_1}{2} (\sin \theta \cos \varphi \sin \hat{\theta}_i \cos \hat{\varphi}_i + \sin \theta \sin \varphi \sin \hat{\theta}_i \sin \hat{\varphi}_i + \cos \theta \cos \hat{\theta}_i)^2 \right] - C = 0, \quad (3)$$

где C – радиус ротора после нанесения покрытия.

По результатам математического моделирования были определены угловые координаты осей вращения ротора для получения равномерного по толщине покрытия. Наиболее простым решением в реализации является ортогональное расположение трех осей вращения ротора.

Макет устройства. Для реализации вращения ротора в соответствии с решением модели было разработано устройство вращения, которое имеет две расположенные в одной плоскости оси, перпендикулярные друг другу. На рисунке 1 представлена модель устройства вращения. На опоры устанавливается ротор. Опоры соединены с валами двигателей через керамические муфты для снижения теплопередачи. Конструкция штатива позволяет настроить взаимное расположение осей вращения опор. Штатив закреплен на третьем шаговом двигателе, который необходим для смены положения ротора за счет перемещения с одной опоры на другую. Такой конфигурации устройства достаточно для задания любой последовательности вращений. По результатам математического моделирования был разработан алгоритм изменения угловой ориентации ротора во время процесса нанесения покрытия, суть которого заключалась в последовательном вращении вокруг трех ортогонально расположенных осей. На диаграмме (рис. 2) представлены усредненные амплитуды гармоник формы ротора до и после нанесения покрытия в сравнении с техническими требованиями (ТТ). Толщина покрытия при этом составляла десятые микрометра. В предложенном способе на каждый участок поверхности ротора в определенные моменты времени осаждается покрытие за счет отсутствия жесткой фиксации в устройстве вращения.

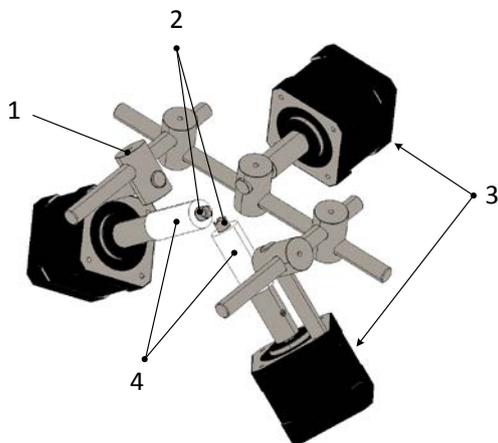


Рис. 1. Модель устройства вращения: 1 – штатив, 2 – опоры, 3 – шаговые двигатели, 4 – керамические муфты

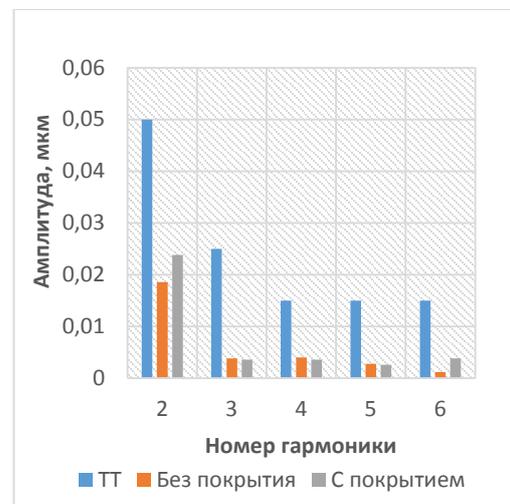


Рис. 2. Диаграмма усредненных амплитуд гармоник формы ротора

Заключение. В результате исследований подтверждена возможность получения равномерных по толщине покрытий на сферической поверхности. Разработана и апробирована оригинальная математическая модель процесса нанесения покрытия на ротор БЭСГ. Разработан и испытан технологический модуль для вращения ротора в камере установки магнетронного распыления. Отличительной особенностью полученного результата является отсутствие непокрытых участков на поверхности ротора, то есть покрытие является сплошным.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ландау Б.Е.** Электростатический гироскоп со сплошным ротором: монография. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2020. 150 с.
2. **Юльметова О.С., Щербак А.Г.,** Исследование процесса формирования светоконтрастного раstra посредством лазерного маркирования // Научно-технический вестник ИТМО. 2010. № 05. С. 28–34.
3. **Ландау Б. Е.** Бескарданная инерциальная система ориентации на электростатических гироскопах для орбитального космического аппарата / Б. Е. Ландау, А. А. Белаш, С. С. Гуревич, Г. И. Емельянцеv, С. Л. Левин, С. Г. Романенко // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54, № 6. С. 66–74.
4. Разработка средств математического обеспечения процесса формирования тонкопленочных покрытий на роторах шаровых гироскопов / О. С. Юльметова, А. М. Фомичев, В. И. Новиков, Р. Ф. Юльметова и др. // Металлообработка. 2015. №2. С. 33–37.
5. Устройство для напыления тонкопленочных покрытий на сферические роторы электростатического гироскопа: пат. 2555699 Рос. Федерация, МПК С23С 14/50 / Фомичев А. М. и др.; заявитель и патентообладатель АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». - № 2014122347/02; опубл. 02.06.2014, Бюл. № 19. 18 с.

N.S. Karanin, S.N. Fedorovich, A.G. Scherbak (Concern CSRI Elektropribor JSC, St. Petersburg). **Coating the rotor of an electrostatic gyroscope**

Abstract. The character of deposition of the coating obtained by magnetron sputtering on the spherical surface of the rotor was determined. An original mathematical model describing the uniform increment of the coating thickness on the surface of the sphere has developed. A rotation device and an algorithm for changing the angular orientation of the rotor are developed. The results of approbation of the mathematical model presented.

УДК 004.93'1

О.А. ЕВСТАФЬЕВ, А.В. ЛИТВИНЦЕВА, С.В. ШАВЕТОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОБНАРУЖЕНИЕ ДЕФЕКТОВ ПОВЕРХНОСТИ СТАЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Описаны методы машинного обучения и компьютерного зрения для решения задачи детектирования дефектов поверхности стального листа, позволяющие улучшить производственные стандарты и повысить эффективность процесса. Обнаружение и классификация дефектов осуществляется с использованием свёрточной нейронной сети.

Введение. Контроль качества продукции является очень важным этапом для всех заводов, однако, когда речь идет о металлопрокате, состояние поверхности прокатных полос создает отдельный важный фактор качества, который также нуждается в контроле. Обнаружение и классификация дефектов позволяет быстро выявить и устранить причины их возникновения [1]. Таким образом, точность классификации дефектов является залогом контроля качества металлопродукции [2]. Исторически задачи контроля качества на производстве выполнял человек, однако из-за множества производственных факторов, таких как высокая скорость прокатки и температура металла, результаты такого человеческого труда довольно низки [3]. Важным является обнаружение дефектов в реальном времени, это позволяет своевременно остановить процесс металлопроката и уменьшить объём бракованного материала. В настоящее время существующие системы выполняют функцию обнаружения дефектов [4], но все еще испытывают трудности с их классификацией. Стальные поверхности, прокатываемые на разных прокатных станах, даже на одном и том же заводе, часто отличаются друг от друга, что приводит к усложнению алгоритмов обнаружения и классификации поверхностных дефектов для конечной задачи [5]. В работе исследуются методы контроля дефектов стали, разработанные на основе модели машинного обучения. Рассматриваемые методы нацелены на обнаружение многоуровневых дефектов, на основе изображений образцов стального листа, с их последующей классификацией.

Целью работы является разработка алгоритма локализации и классификации поверхностных дефектов стали в процессе производства.

Детектирование дефектов стали. В работе рассматривается четыре класса наиболее типичных дефектов при производстве металла: окалина, пятна, трещины и царапины [6]. Изображения получают имена с уникальным идентификатором. Каждое изображение может иметь дефект как одного или нескольких классов, так и не иметь дефектов вовсе. Для каждого изображения необходимо сегментировать дефекты каждого класса [7]. Сегмент для каждого класса дефектов будет закодирован в одну строку, даже если на изображении есть несколько несмежных местоположений дефектов.

Нейронная сеть. Для решения задачи сегментации дефектов поверхности использовалась нейронная сеть U-Net. U-Net считается одной из стандартных моделей свёрточных нейронных сетей (англ. convolutional neural network, CNN) для задач сегментации изображений, когда необходимо не только определить класс изображения целиком, но и сегментировать его области по классу, т. е. создать маску, которая будет разделять изображение на несколько классов. Архитектура состоит из стягивающего пути для захвата контекста и симметричного расширяющегося пути, который позволяет осуществить точную локализацию [8].

Обучение нейронной сети. Сеть обучается с использованием метода оптимизации Adam [9] на основе входных изображений и карт сегментации. Структурно модель многозначного классификатора представляет собой комбинацию четырех бинарных классификаторов [10]. Для оценки качества работы модели при обучении использовалась бинарная кросс-энтропия [11].

Для обучения используется набор данных (датасет) компании «Северсталь», состоящий из 12568 уникальных изображений, а также файл разметки, который содержит идентификатор каждого изображения и соответствующую ему маску, закодированную в строку.

Метрика. Для оценки качества сегментации используются два критерия. Первый — это использование метода пересечения по объединению (англ. Intersection over Union, IoU) [12]. IoU описывается следующим выражением:

$$IoU(X, Y) = \frac{X \cap Y}{X \cup Y}, \quad (1)$$

где X – прогнозируемый набор пикселей, а Y – фактическое значение пикселей. Разделение области пересечения на область объединения дает окончательный результат – пересечение по объединению. Второй критерий оценивается по индексу Сёрнсена-Дайса (или по среднему коэффициенту Дайса, DSC) [13]. Коэффициент Дайса – это бинарная мера сходства, которую можно использовать для сравнения пиксельного соответствия между прогнозируемой сегментацией и соответствующей базовой истинностью, описываемая следующим выражением:

$$DSC(X, Y) = \frac{2 * |X \cap Y|}{|X| + |Y|}, \quad (2)$$

где X – прогнозируемый набор пикселей, а Y – фактическое значение пикселей. Коэффициент Дайса равен 1, когда X и Y пусты.

Результаты. На рисунке 1 представлены графики изменения значения функции потерь и коэффициентов Dice и IoU, причем значения Dice и IoU рассчитываются, как средние для всего набора данных, а Dice_pos и IoU_pos – как средние для данных, содержащих дефекты. График neg отражает средний коэффициент для данных, не содержащих дефектов. Наилучшие результаты обучения были достигнуты за период 20 эпох (англ. Epoch).

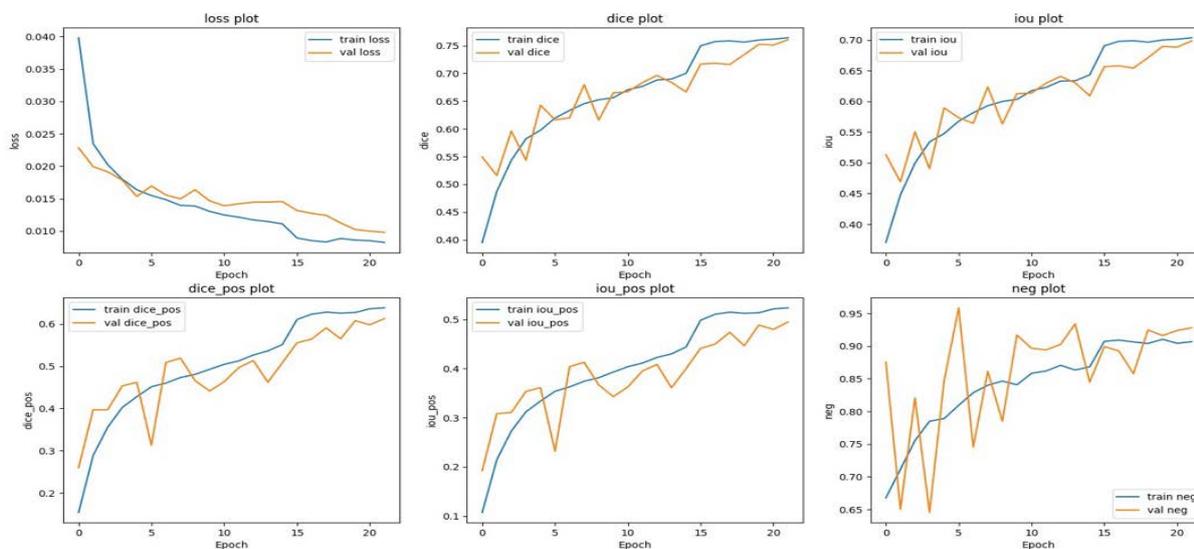


Рис. 1. Графики изменения значения функции потерь (loss) и коэффициентов Dice и IoU

Заключение. В результате работы был разработан алгоритм локализации и классификации поверхностных дефектов на стальном листе. Результаты показали, что предложенные модели могут быть использованы для выявления поверхностных дефектов с высокой точностью. Высокая точность классификации была достигнута за счет использования свёрточной нейронной сети. Используя результаты работы, можно автоматизировать процесс обнаружения дефектов на производственной линии. Один из возможных вариантов улучшения точности распознавания – это применение ансамбля из четырех нейронных сетей, где каждая сеть обучена для выделения только одного класса дефектов. В настоящее время ведутся работы по сбору и дополнению учебного набора данных с целью дальнейшего улучшения детектирования дефектов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **J. P. Yun, S. H. Choi, Y. J. Jeon, D. C. Choi, and S. W. Kim**, “Detection of line defects in steel billets using undecimated wavelet transform,” in 2008 International Conference on Control, Automation and Systems, ICCAS 2008, 2008, pp. 1725–1728.
2. **Liu, Y.; Hsu, Y.; Sun, Y.; Tsai, S.; Ho, C.; Chen, C.** A computer vision system for automatic steel surface inspection. In Proceedings of the Fifth IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, Taichung, Taiwan, 15–17 June 2010; pp. 1667–1670.
3. **I. Konovalenko, P. Maruschak, J. Brezinová, J. Viňáš, and J. Brezina**, “Steel surface defect classification using deep residual neural network,” *Metals (Basel)*, vol. 10, no. 6, pp. 1–15, 2020.
4. **Q. Luo, X. Fang, L. Liu, C. Yang, and Y. Sun**, “Automated Visual Defect Detection for Flat Steel Surface: A Survey,” *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. 69, no. 3, 2020, doi: 10.1109/TIM.2019.2963555.
5. **И. Байндорф, Т. Анстотс, А. Эберле, Л. Эрнстпуч, Й.-Ф. Хольцхауэр**, «Оптимизация процесса и качества коррозионностойкой полосы на основе системы контроля поверхности» – Чёрные металлы, Т. 3, с 45-56, 2005.
6. **Штольценберг М., Грубер К., Хенкенмайер Х., Йонкур К.** Системы осмотра поверхности листовой стали: Результаты исследований // Чёрные металлы. 2002. № 12. С. 40-48.
7. **Neogi, N., Mohanta, D. K. and Dutta, P. K.**: Review of vision-based steel surface inspection systems, *EURASIP - J. Image Video Process.*, vol. 2014, no. 1, p. 50, Dec. 2014.
8. **O. Ronneberger, P. Fischer, and T. Brox**, “U-net: Convolutional networks for biomedical image segmentation,” in *Lecture Notes in Computer Science (including subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics)*, 2015, vol. 9351, pp. 234–241.
9. **D. P. Kingma and J. L. Ba**, “Adam: A method for stochastic optimization,” *CoRR* abs/1412.6980, 2015.
10. **N. Kalchbrenner, E. Grefenstette, and P. Blunsom**, “A convolutional neural network for modelling sentences,” in *52nd Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics, ACL 2014 - Proceedings of the Conference*, 2014, vol. 1, pp. 655–665.
11. **A. Usha Ruby, P. Theerthagiri, I. Jeena Jacob, and Y. Vamsidhar**, “Binary cross entropy with deep learning technique for image classification,” *Int. J*
12. **M. A. Rahman and Y. Wang**, “Optimizing intersection-over-union in deep neural networks for image segmentation,” in *Lecture Notes in Computer Science (including subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics)*, 2016, vol. 10072 LNCS, pp. 234–244.
13. **Sörensen T.** A method of establishing groups of equal amplitude in plant sociology based on similarity of species content // *Kongelige Danske Videnskabernes Selskab. Biol. krifter*. Bd V. № 4. 1948. P. 1-34.

O. A. Evstafev, A. V. Litvintseva, S. V. Shavetov (ITMO University, St. Petersburg). **Steel surface features detection using machine learning**

Abstract. In this paper, machine learning and computer vision techniques are described to solve the problem of detecting surface defects in steel plate, allowing to improve production standards and process efficiency. Defect detection and classification is performed using a convolutional neural network (CNN).

УДК 681.2

Д. П. ИВАНОВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

А.М. АФАНАСЬЕВА, К.С. МАЛАШЕНКОВ

(Университет ИТМО, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА ЗАТЯГИВАНИЯ БОЛТОВ КРЕПЛЕНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ПРИБОРА НА ВЫХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Рассмотрено преимущество применения динамометрического ключа при монтаже гироскопического прибора. В результате эксперимента подтверждена эффективность его применения.

Введение. Применение систем инерциальной навигации и стабилизации (СИНС) на морских объектах требует грамотного подхода к их монтажу. Как правило, СИНС состоит из гироскопического прибора (ГП), вычислительных и периферийных приборов. Особое внимание при монтаже СИНС на объекте уделяют ГП, в состав которого входят чувствительные элементы. В процессе монтажа ГП производится задача определения его углового положения относительно объекта. Для качественной работы прецизионной СИНС предъявляются высокие требования к определению углового положения ГП [1]. При определении углового положения ГП относительно объекта выполняют привязку и определение рассогласования плоскости фундамента ГП относительно базовых площадок и контрольных элементов объекта [2, 3]. Для решения данной задачи на объекте существуют специальные руководящие документы, например, инструкция по монтажу. В результате анализа подобного рода документов замечено, что в ни в одном документе нет четкого описания последовательности действий при затягивании болтов крепления ГП. Отсутствие четких указаний, приводит к тому, что болты крепления ГП затягиваются с различным усилием из-за различных факторов. Как следствие, возникает деформация ГП, что приводит к отклонению плоскости его основания от базовых площадок, относительно которых изначально происходит выставка. Такое отклонение приводит к несоответствию выработанных на месте размещения ГП параметров стабилизации относительно объекта. Для контроля усилия затягивания резьбовых соединений широкое распространение получили динамометрические ключи [4]. В настоящей работе рассмотрены факторы, которые влияют на задачу определения углового положения ГП относительно системы координат связанной с объектом, которая определяется контрольной площадкой и базовыми отметчиками объекта. Рассмотрены преимущества применения динамометрического ключа при монтаже ГП из состава СИНС.

Влияющие факторы. Известно, что момент силы \vec{M} векторная величина и определяется по формуле

$$\vec{M} = \vec{F} \cdot \vec{L}, \quad (1)$$

где: \vec{F} – вектор приложенной силы; \vec{L} – радиус вектор, проведенный из точки крепления (затягивания) к точке приложения силы.

При рассмотрении момента силы в скалярном виде, формула (1) преобразуется в

$$M = F \cdot l \cdot \sin \alpha = F \cdot L, \quad (2)$$

где: F – величина приложенной сила; l – кратчайшее расстояние между точкой крепления и точкой приложения силы; α – угол между векторами \vec{F} и \vec{L} ; L – плечо силы.

Из формулы (2) можно заметить, что момент силы зависит от нескольких параметров. Значение величины приложенной силы F меняется в зависимости от физических возможностей, а именно усилий человека, выполняющего работы по затягиванию болтов крепления ГП. Плечо силы изменяется в зависимости от длины используемого инструмента. Угол приложения силы α , в первом приближении составляет 90° . Таким образом, процесс

затягивания болтов крепления ГП зависит от двух факторов: человеческий фактор и параметры применяемого инструмента, которым производится затягивание болтов крепления ГП. На основе вышеперечисленного делается предположение, что при каждом монтаже ГП плоскость его основания может отклоняться от плоскости районной контрольной площадки объекта на величину, превышающую допустимое значение. Для прецизионной СИНС рассогласование между плоскостью основания ГП и контрольной площадкой допускается на величину не более нескольких угловых секунд [4]. Иначе, вырабатываемые в месте размещения ГП параметры стабилизации, а именно бортовая и килевая качка, могут значительно отличаться от истинных параметров, контролируемых на контрольных площадках объекта.

Результаты эксперимента. В начале эксперимента, используя квадрант, ГП выставлен в плоскость горизонта с погрешностью не более 5 угловых секунд. При выставке ГП в горизонт, его болты крепления затянуты динамометрическим ключом (см. рис.1, участок 1). В ходе эксперимента на стенде, в течение 90 часов непрерывной работы СИНС, для исключения влияния дополнительных погрешностей от пуска к пуску, болты крепления ГП были неоднократно раскручены и затянуты различными способами. Дважды затягивание болтов крепления осуществлялось гаечным ключом с различной длиной рукоятки (см. рис.1, участок 2 и 4). В процессе эксперимента, между участками 2 и 4 болты крепления ГП снова были затянуты динамометрическим ключом (см. рис.1, участок 3).

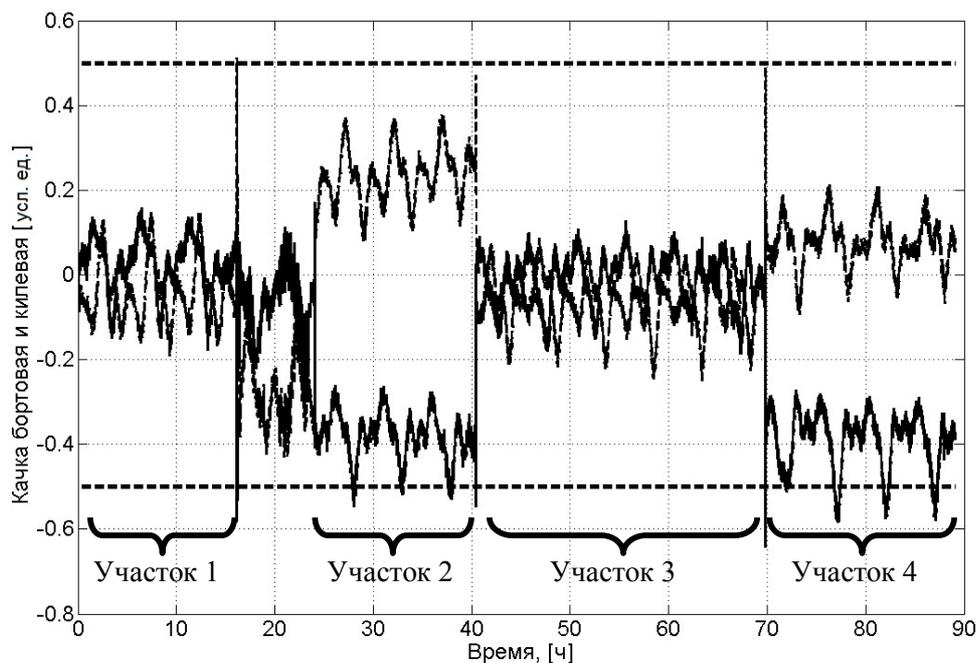


Рис. 1. График выработки углов бортовой и килевой качки

Анализируя график заметно, что значения вырабатываемых параметров стабилизации на участках 1 и 3 имеют разброс относительно нуля и не выходят за допустимую погрешность вырабатываемых параметров стабилизации, которая представлена пунктирными горизонтальными линиями. Анализируя участки 2 и 4 видно, что возникает смещение значений вырабатываемых параметров стабилизации относительно плоскости горизонта. Наблюдаемое смещение периодически приводит к превышению допустимой погрешности. Наличие смещений предполагает невозможность использования гаечных ключей, для стабильного крепления ГП. В результате эксперимента установлено, что использование динамометрического ключа при монтаже ГП позволяет достичь стабильного закрепления ГП и исключить его деформации.

Заключение. На основе анализа результатов эксперимента делается вывод, что использование динамометрического ключа позволяет достичь стабильного положения ГП относительно плоскости установочной поверхности. В результате работы подтверждена эффективность применения динамометрического ключа при монтаже ГП.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Г. И. Емельянцеv, А. П. Степанов, Б. А. Блажнов.** О начальной выставке корабельной БИНС в условиях качки. Санкт-Петербург: "Гироскопия и навигация" №3 (110), 2020 С.3–17.
2. **Гаврилюк Л.П.** Общие основы технологии монтажа судового оборудования. СПб.: ОАО «ЦТСС». 2012. 248 с., 139 ил., ISBN 978-5-902241-20-1.
3. **Красильников А.В., Герасимов Н.И.** К вопросу определения рациональной допустимой погрешности монтажа малогабаритных пусковых устройств забортного расположения на подводном носителе. Санкт-Петербург: Судостроение №2 (849), 2020. С. 40–45.
4. **Севостьянов А.К., Витковская А.А., Сидякина В.Н., Золотарев В.В.** Применение динамометрических ключей в конструкторском бюро химвтоматики Сборник научных трудов «Современные технологии производства в машиностроении» Редколлегия В.Г. Грицюк [и др.]. Воронеж, 2020. С. 4–7.
5. **Гаврилюк Л.П., Комок А.И.** Принципиальная технология и оценка погрешностей согласования комплексов авианесущих кораблей. Санкт-Петербург: Судостроение №1 (812), 2014. С.58–63.

D.Ivanov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, S.-Petersburg), **A.Afanaseva, K.Malashenkov** (ITMO University, Concern CSRI Elektropribor, JSC, S.-Petersburg). **Dependence of the output of inertial navigation system on gyroscopic device mounting bolt torque “Navigation and Motion Control”**

Abstract. The advantage of a torque wrench used for imounting a gyroscopic device is studied. Its efficiency has been experimentally verified.

УДК 531.383

А.В. БАБУНОВ
(Филиал ФГУП «НПЦАП» - ПО «Корпус», г. Саратов)

П.К. ПЛОТНИКОВ
(Саратовский государственный технический университет им. Гагарина Ю.А.)

КОНСТРУКТИВНОЕ РЕШЕНИЕ МАКЕТА ДАТЧИКА ПЕРВИЧНОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ГИРОСКОПА КОВАЛЕВСКОЙ С ПРУЖИННЫМ ПОДВЕСОМ

Предложено конструктивное решение датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом. Разработан чувствительный элемент (кожух гироскопа) для макетного образца.

Введение. 18 декабря 1888 года Парижская академия наук присудила престижную премию русскому математику Софье Ковалевской [1] за работу по аналитической механике, в которой в гиперэллиптических функциях решена «Задача о вращении твердого тела вокруг неподвижной точки». Это третий классический случай разрешимости задачи о вращении твердого тела вокруг неподвижной точки. Первые два случая – задача Эйлера и задача Лагранжа. Вторая работа Ковалевской на ту же тему в 1889 году отмечается премией Шведской академии наук, и ученый избирается членом-корреспондентом на физико-математическом отделении Российской академии наук. В дальнейшем ее решенная задача, вслед за гироскопами Эйлера и Лагранжа, была названа гироскопом Ковалевской. Два гироскопа (Эйлера и Лагранжа) нашли широчайшее применение в технике, а гироскоп Ковалевской из-за отсутствия конструкторского решения воплощения не нашёл, вплоть до варианта, предложенного в патенте [2].

В докладе описано конструктивное решение для датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом.

Математическая задача, которую решала Ковалевская, состояла в том, чтобы проинтегрировать дифференциальные уравнения движения гироскопа и найти координаты точки центра масс ротора в любой момент времени. Она решила задачу в гиперэллиптических интегралах. Надо отметить, что, по современным представлениям, она нашла решение задачи для собственного движения гироскопа.

Анализ патентной литературы показал, что в настоящее время известны только 2 патента в этой области ([2] и [3]). В указанных работах показана возможность одновременного измерения трех компонентов угловой скорости с помощью однороторного гироскопа. На сегодняшний день одним из актуальных направлений развития гироскопических приборов является повышение информативности и точности при уменьшении габаритов.

Поэтому в качестве прототипа был выбран трехкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом [3]. Такой прототип более прост в исполнении, по сравнению с патентом [2], и при дальнейшей модернизации позволит увеличить информативность, точность и надежность.

Разработка конструктивного решения. На основе работ [2, 3] и [4] была разработана кинематическая схема прибора, представленная на рисунке 1.

На рисунке 1 приняты следующие обозначения: 1 – ротор со смещённым центром масс; 2 – кожух гироскопа; 3, 3' – пружинный подвес; 4 – корпус прибора; 5, 5' – датчики перемещений кожуха вдоль оси OY; 6, 6' – датчики перемещений кожуха вдоль оси OX; 7, 7' – датчики силы вдоль оси OY; образуют датчик моментов ДМх; 8, 8' – датчики силы по оси OX, образуют датчик моментов ДМу.

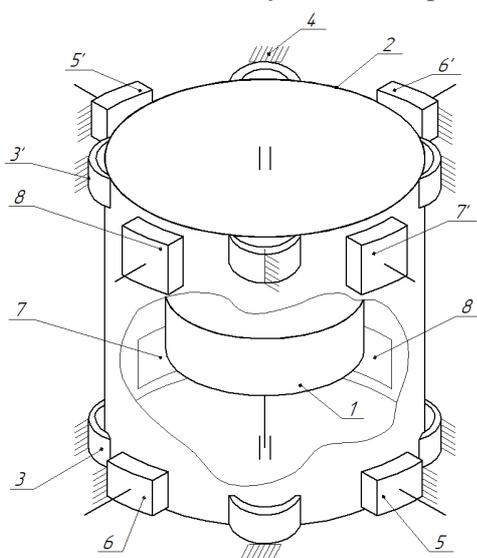


Рис. 1. Кинематическая схема прибора

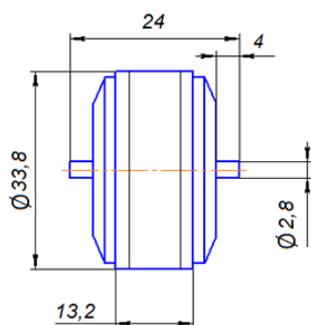


Рис.2. Габаритные размеры гиromотора

Для создания кинетического момента H в гироскопе Ковалевской предлагается применить синхронный гиromотор серийно изготавливаемый в филиале ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус». Габаритные размеры показаны на рисунке 2. Центр масс ротора смещен на величину l в плоскости OXY , которая равняется одной сотой от радиуса гиromотора. Так как радиус гиromотора $r=16,9$ мм, то смещение центра масс будет равно $l=0.169$ мм. Распределение моментов инерции по Ковалевской $A=B=2C$ неконструктивно [5]. Поэтому в работе использовано общепринятое распределение моментов инерции: $C=2A$ – это распределение по Стеклову [5].

На основе разработанной кинематической схемы и габаритных размеров гиromотора была разработана 3D модель чувствительного элемента. На рисунке 3 представлена 3D модель сборки чувствительного элемента и 3D модель чувствительного элемента в разрезе.

По разработанным 3D моделям был изготовлен макетный образец кожуха гироскопа посредством печати на 3D принтере (рисунок 4).

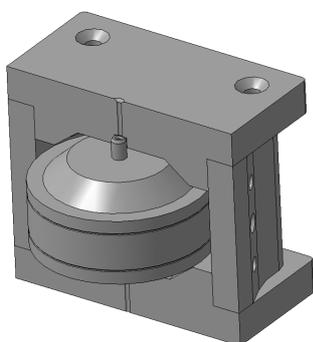


Рис.3. 3D модель чувствительного элемента

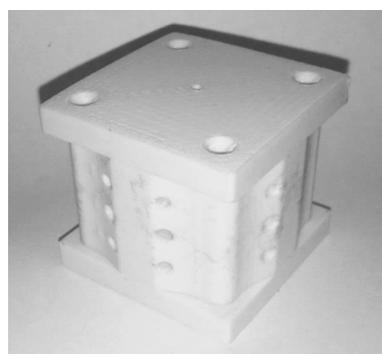


Рис.4. Кожух гироскопа

Заключение. Описано конструктивное решение для датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом; проведен расчет параметров элементов датчика; выбрана элементная база прибора; разработаны эскизные чертежи, а также подготовлены и изготовлены узлы для макетного образца. В дальнейшем предполагается продолжить работу по изготовлению макетного образца однороторного измерителя угловой скорости для проведения экспериментальных исследований в части измерения третьего компонента угловой скорости вокруг оси вращения ротора, а также компонентов кажущегося ускорения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Полубаринова-Кочина П.Я. «Научные труды С.В. Ковалевской». Редакция и комментарии. Издательство Академии Наук СССР, 1948. Серия «Классики науки».
2. Плотников П.К. «Трехкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской сферической формы с электростатическим подвесом». Патент на полезную модель № 163835, 2016 г.
3. Плотников П.К. «Трехкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом». Патент на полезную модель № 175218, 2017 г.
4. Бабунов А.В., Плотников П.К. Горелов С.О. «Математическое моделирование работы пятикомпонентного датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом». Материалы докладов XXII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2020. С. 251–254.
5. Магнус К. Гироскоп. Теория и применение. М.: Мир. 1974 г., с. 118.

A.V.Babunov (Branch of the Federal State Unitary Enterprise «Academician Pilyugin Scientific-production Center of Automatics and Instrument-making» - «Production Association «Korpus», Saratov), **P.K. Plotnikov** (Yuri Gagarin State Technical University of Saratov). **Constructive solution for the layout of the sensor of primary inertial information based on the Kovalevskaya gyroscope with spring suspension**

Abstract. This paper proposes an optimal design solution for a sensor of primary inertial information based on a Kovalevskaya gyroscope with a spring suspension, and also shows a developed sensing element (gyro camera sleeve) for a prototype sample.

УДК 681.51

Д.Р. ДЕВЕТЬЯРОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

РАДИАЦИОННО-СТОЙКИЙ ПОЛЯРИЗАЦИОННО-УСТОЙЧИВЫЙ ГЕРМАНОСИЛИКАТНЫЙ СВЕТОВОД С ЭЛЛИПТИЧНОЙ СЕРДЦЕВИНОЙ

Представлена технология на основе метода модифицированного химического парофазного осаждения, с помощью которой получен стойкий к радиации сохраняющий поляризацию излучения одномодовый световод с эллиптической сердцевинной, высоколегированной GeO_2 , обладающий низким уровнем затухания и высоким h -параметром на длине волны 1,55 мкм.

Введение. Интерферометрические волоконно-оптические датчики являются важнейшей частью многих современных систем навигации. Чувствительным элементом таких приборов является многовитковый кольцевой интерферометр Саньяка, работающий по известному принципу [1]. Наиболее распространённые варианты таких интерферометров требуют применения оптических волокон, сохраняющих состояние поляризации. Востребованность такого рода навигационных приборов в самых различных областях [2] накладывает на световоды дополнительные требования, в том числе, и по радиационной стойкости.

Сохранению состояния поляризации в одномодовом волоконном световоде способствует двулучепреломление, которое обеспечивается с помощью одного из двух механизмов – первый - создание анизотропии напряженного состояния сердцевинной, второй – придание сердцевинной эллиптической формы. Второе конструктивное решение для световода из кварцевого стекла с германосиликатной сердцевинной по простоте конструкции волокна и ее технологии выгодно отличается от первого. Однако изготовление таких световодов и оболочкой наиболее простым методом модифицированного химического парофазного осаждения (modified chemical vapor deposition – MCVD) не реализовано до настоящего времени, так как для таких световодов необходимо создание большой разницы показателей преломления сердцевинной и оболочки (Δn), что влечет за собой аномально высокий уровень как оптических потерь (ОП) [3], так и радиационно-наведенного затухания (РНЗ) [4]. Основная причина этого явления заключается в дефиците кислорода центральной части германосиликатной сердцевинной [5], что приводит к образованию дефектов, повышающих затухание световодов.

Цель настоящей работы заключалась в разработке технологических приемов по снижению ОП в высоколегированном GeO_2 поляризационно – устойчивом одномодовом световоде с эллиптической сердцевинной (ПОВС) и исследовании его оптических свойств и радиационной стойкости.

Изготовление ОВ. Процесс изготовления заготовки ПОВС состоял из следующих этапов.

- получение предзаготовки MCVD методом;
- нарезание боковых канавок на предзаготовку;
- высокотемпературное кругление предзаготовки;
- перетяжка круглой предзаготовки до диаметра 1.5 мм;
- сплавление перетяжки с кварцевой трубой с наружным диаметром 25 и толщиной стенки 3 мм.

Предзаготовка ПОВС изготовлена на автоматизированном комплексе OFC-12-729. На внутреннюю поверхность метровой трубы из кварцевого стекла марки F-300 с наружным диаметром 25 мм и толщиной стенки 3 мм наносились слои оболочки из чистого кварцевого стекла и слои сердцевинной, легированной 20 мол% GeO_2 . Последующим сжатием трубы при температуре 2200 – 2250 °С диаметр внутреннего канала уменьшался до 2-3 мм. В процессе этой операции труба продувалась кислородом, содержащим не более $5 \cdot 10^{-3}$ масс. % влаги. Далее, с помощью операции внутреннего травления смесью SF_6 и кислорода при температуре 1700-1800 °С

Научный руководитель: д.т.н., гл.н.с. Ероньян М.А.

удалялось до 30 % внутреннего дефектного слоя сердцевины. Окончательное сжатие трубы в штабик осуществлялось при температуре 2250 °С.

На рефрактометре Р-101 был измерен радиальный профиль показателя преломления геометрические параметры поперечного сечения предзаготовки (рис. 1). Профиль показателя преломления сердцевины свидетельствует о существенном устранении при газофазном травлении градиента концентрации германия по центру сердцевины, обусловленного высокой летучестью GeO_2 . Следует отметить, что ширина дефектной по содержанию кислорода зоны существенно больше зоны дефектной по содержанию германия, что обусловлено разной скоростью диффузии этих атомов.

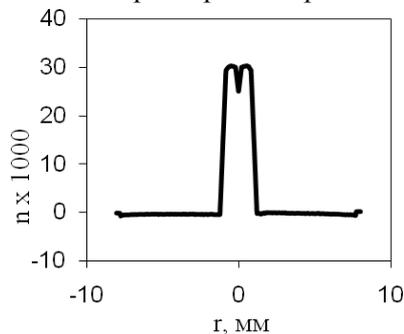


Рис. 1. Радиальный профиль показателя преломления в предзаготовке

Эллиптическую форму сердцевины создавали известным методом [6], заключающемся в нарезании боковых канавок на предзаготовку и ее высокотемпературном круглении. После чего круглая предзаготовка перетягивалась до диаметра 1.5 мм и сплавлялась с кварцевой трубой с наружным диаметром 25 мм и толщиной стенки 3 мм. Полученная таким образом заготовка имела наружный диаметр ≈ 16 мм и эллиптическую сердцевину с осями длиной 0.47 и 0.19 мм. Из полученной заготовки в графитовой печи со скоростью 60 м/мин при температуре $\approx 2050^\circ\text{C}$ был вытянут ПОВС длиной 1 км, диаметром 125 мкм и эллиптической сердцевиной 3×5 мкм. Во время вытяжки наносилось защитное двухслойное отверждаемое ультрафиолетом эпоксиакрилатное покрытие толщиной 65 мкм.

С помощью спектроанализатора методом разрыва был измерен спектр поглощения, полученного ПОВС (рис. 2). По интенсивности пика поглощения ОН-группами на длине волны 1.25 мкм, равного 12 дБ/км следует, что их содержание $\approx 6 \cdot 10^{-4}$ масс. %. ОП на длине волны 1.31 и 1.55 мкм равны соответственно 6.1 и 2 дБ/км. Н-параметр, измеренный на ПОВС длиной 1 км на длине волны 1.55 мкм для двух ортогональных мод, равен $3 \cdot 10^{-5}$ и $2 \cdot 10^{-4} \text{ м}^{-1}$. Такие измерения проводили с волокном, намотанным на катушку диаметром 160 мм. Мощность излучения, изотропно введенного в световод, отличалась для двух ортогональных мод на выходе из волокна на 10%, что свидетельствует о дихроизме ПОВС с эллиптической сердцевиной.

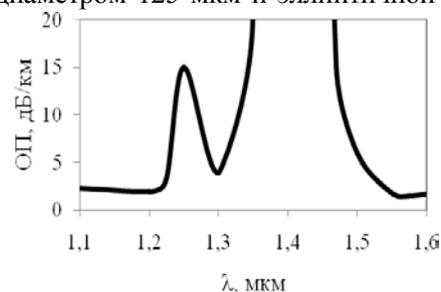


Рис. 2. Спектральная зависимость ОП ПОВС с эллиптической сердцевиной

Радиационные испытания. Измерения РНЗ проводились на образце ПОВС длиной 300 м в «НТК «Ядерная физика» СПбПУ на мощной стационарной гамма-установке сухого типа с подвижным излучателем К-120000, с изотопом Co^{60} в качестве источника ионизирующего излучения. Методика измерений заключалась в оценке ослабления излучения, прошедшего через волоконный световод, в процессе воздействия на него гамма-излучения мощностью 1 Гр/с. Зондирующее излучение с длиной волны 1.31 мкм и 1.55 мкм в оптическом тестере FOD-1208 перед вводом в ПОВС ослаблялось до 4 мВт. Эта величина является пороговым уровнем, выше которого возможно фотообесцвечивание радиационных дефектов [7]. Мощность регулировалась путем расположения на определенном расстоянии от образца до источника ионизирующего излучения. Образец подвергался излучению мощностью 1 Гр/с в течение 20 минут (доза $\sim 1,2$ кГр) (рис. 3), после наблюдение РНЗ продолжалось еще 60 минут для изучения восстанавливаемости ПОВС. На длине волны 1.31 мкм РНЗ резко возрастали до конца излучения и достигли значения 12 дБ/км. После выключения источника ионизирующего излучения РНЗ восстановились лишь на 20%.

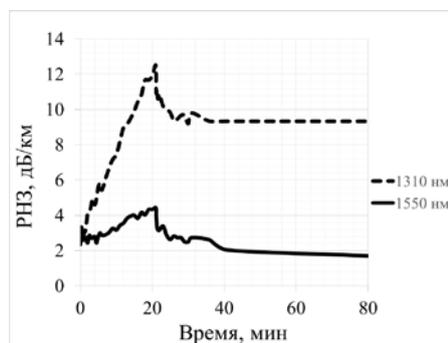


Рис. 3. Результаты измерений РНЗ образца

РНЗ на длине волны 1.55 мкм оказались существенно ниже и составили всего 4 дБ/км, восстановившись на 50% от изначального уровня.

Заключение. Представлена MCVD технология, с помощью которой получен стойкий к радиации сохраняющий поляризацию излучения одномодовый световод с эллиптической сердцевиной, высоколегированной GeO₂. Технология их изготовления выгодно отличается от аналогов простотой, высокой производительностью и малыми затратами. Уровень H-параметра - $3 \cdot 10^{-5} \text{ м}^{-1}$ и оптических потерь – 2 дБ/км на длине волны 1.55 мкм.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Lefevre H.** The Fiber-Optic Gyroscope. 2nd-е изд. Norwood: Artech House Publishers, 2014. 440 с.
2. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. Том 28. №2 (109), 2020
3. **Dyott R.B., Cozens J. R.,** Single-polarisation single-mode optical fiber waveguides with elliptical cores // Electron. Lett., vol. 15, pp. 380-382, 1979..
4. **Sylvain Girard, Antonino Alessia, Nicolas Richard,** Overview of radiation induced point defects in silica-based optical fibers // Reviews in Physics, vol. 4, 100032, November 2019.
5. **B. J. Ainslie, K. J. Beales, C. R. Day and J. D. Rush** // IEEE J. Quant. Electron, QE-17, 854 (1981).
6. **М.А. Ероньян,** патент РФ 2576686 от 02.03.2015, MCVD способ изготовления заготовок для одномодовых световодов .
7. **М.А. Bisyarin., S.V. Buryeev, М.А. Eronyan, А.V. Komarov, L.G. Levit, А.V. Khokhlov А.Yu. Kulesh, I.K Meshkovskii., Е.Yu. Utkin,** Anisotropic single-mode lightguide with an elliptical germanium silicate core and depressed cladding // J. Opt. Techn. 2014. Т. 81. № 2. С. 108-110.

D.R. Devetyarov ("Concern "Central research Institute" Electropribor", JSC, St. Petersburg). **Requirements to formatting the papers of the Conference of Young Scientists "Navigation and Motion Control"**

Abstract. A MCVD technology of radiation resistant polarization maintaining singlemode 20 mol % GeO₂ doped light guides with elliptic core is presented. Optical attenuation and H-parameter on $\lambda=1.55 \mu\text{m}$ is 2 dB/km and $3 \cdot 10^{-5} \text{ м}^{-1}$, respectively.

УДК 681.78

А. С. ЗАВИТАЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ КОНСТРУКЦИИ ЯДЕРНОГО МАГНИТНОГО ГИРОСКОПА

Рассмотрена конструкция ядерного магнитного гироскопа. Для введения граничных условий и последующей оценки собственных частот в специализированной САД системе ProEngineer построена геометрическая компьютерная модель, которая в дальнейшем использовалась в программе конечного элементного анализа в модулях разбиения на конечные элементы. Для измерения смещения лазеров оптической накачки и детектирования относительно кварцевой ячейки, а также деформации катушек промоделировано вибрационное воздействие амплитудой 20g.

Введение. Ядерный магнитный гироскоп (ЯМГ) – квантовый гироскоп, чувствительным элементом которого является ансамбль ориентированных атомных ядер, обладающий макроскопическим магнитным моментом. Принцип действия ЯМГ основан на зависимости частоты прецессии магнитного момента ядер в постоянном магнитном поле от угловой скорости вращения гироскопа [1, 2, 3, 4].

Согласно техническим требованиям в ходе работы прибора возможны вибрации с амплитудой до 20g и частотой до 3000 Гц. В связи с этим поставлена следующая задача: провести математическое компьютерное моделирование конструкции ЯМГ при наличии вибрации, определить и провести анализ собственных частот.

Расчетная модель. В системе автоматизированного проектирования ProEngineer была построена конечно-элементная модель корпуса прибора. В качестве допущения, не влияющего на точность будущих расчетов, из модели были исключены фаски, скругления, крепежные элементы [5].

В результате моделирования были получены резонансные частоты 1229, 2265, 2519, 2857 и 2978 Гц. Резонансные частоты находятся в пределах рабочего диапазона частот прибора. Таким образом наличие данных резонансов в конструкции может помешать стабильной работе ЯМГ.

Исследование смещений элементов. Основным параметром, влияющим на точность работы гироскопа, является степень ориентируемости ядер активного вещества в капсуле [6, 7]. Необходимое значение данного параметра достигается за счет однородности магнитного поля и положения лазера накачки относительно ячейки. Следуя из этого, исследовалась деформация и смещение следующих компонентов:

- Лазер оптической накачки
- Лазер детектирования
- Кольцевые катушки

Результаты исследования смещений лазеров приведены на графиках и в таблице 1.

Зеленым цветом на графиках обозначено смещение кварцевой ячейки, а черным – смещение лазера оптической накачки. На основании рисунков 2-4 составлена таблица 1 с максимальными значениями относительного смещения лазера и ячейки.

Из таблицы 1 видно, что при резонансной частоте 2265 Гц относительное отклонение блока лазеров накачки и детектирования при вибрационном воздействии амплитудой в 20g вдоль оси X может составлять до 0.03 мм относительно кварцевой ячейки. Из-за этого падает степень



Рис. 1. Ядерный магнитный гироскоп

ориентации ядер, что в свою очередь приводит к снижению точности прибора. Так же при этом резонансе деформация катушки достигает 0.017мм, что приводит к неоднородности внутреннего ориентирующего магнитного поля. Эта неоднородность так же сказывается на степени ориентации ядер и снижении точности прибора, соответственно.

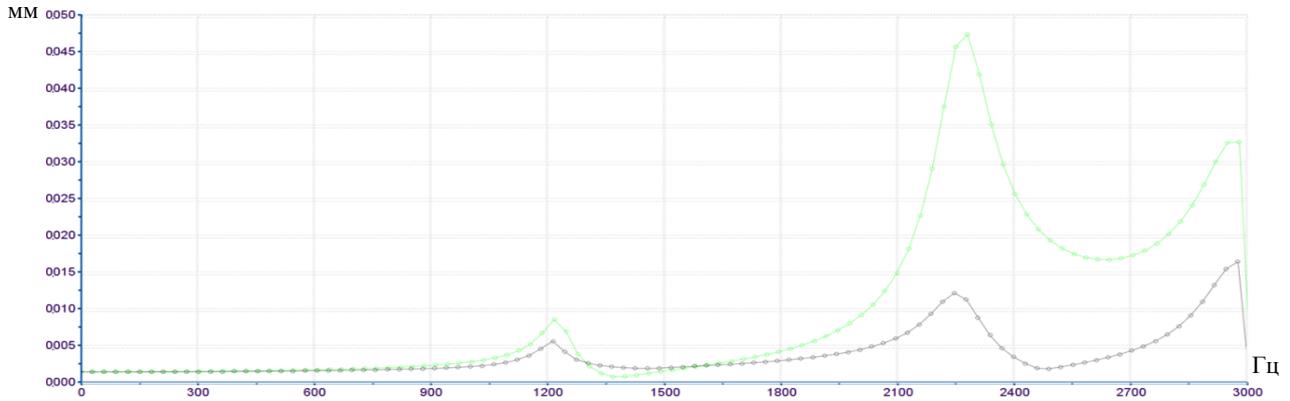


Рис. 1. Смещение вдоль оси X

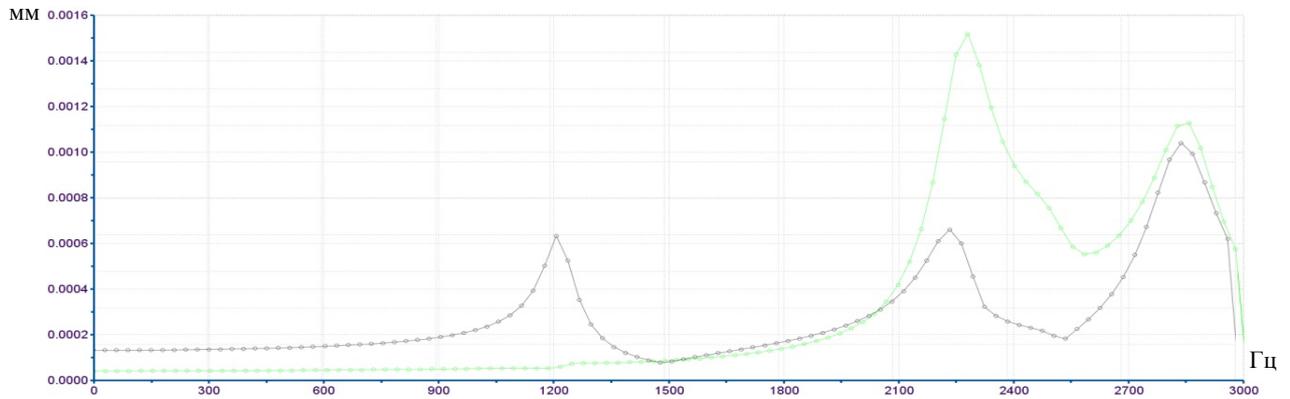


Рис. 2. Смещение вдоль оси Y

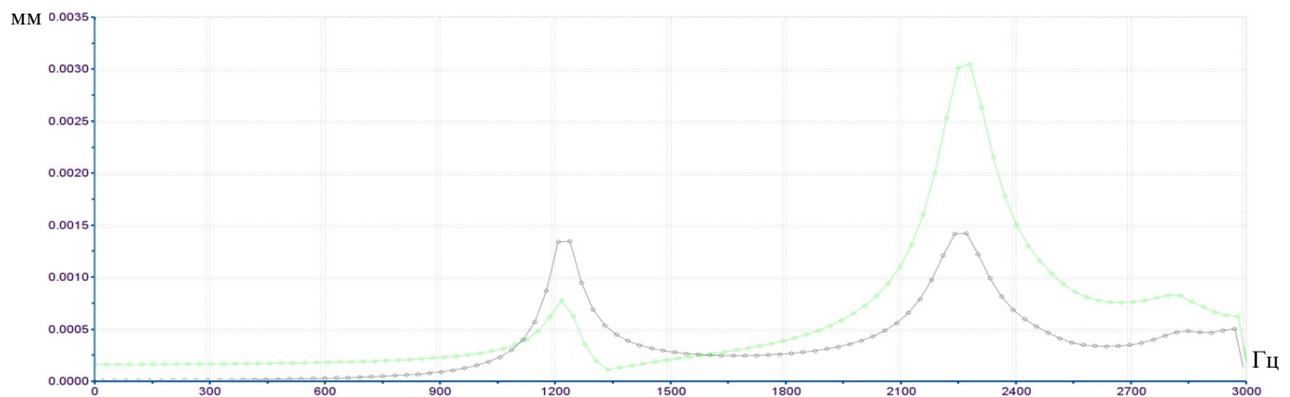


Рис. 3. Смещение вдоль оси Z

Таблица 1
Смещение блока лазеров накачки и детектирования относительно ячейки

Резонансная частота, Гц	Максимальное относительное смещение по оси, мкм		
	X	Y	Z
1229	2	1	6
2265	30	1	10
2519	16	4	2
2857	19	0	10
2978	12	0	1

Заключение. В ходе работы построена конечно-элементная модель ЯМГ. На ее основе проведен расчет и анализ собственных частот конструкции. В результате выявлено наличие резонансов в полосе частот до 3 кГц. При анализе резонансных частот установлено, что наибольшее смещение катушек и лазеров относительно кварцевой ячейки прибора происходит при резонансе 2265 Гц.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В. Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3-10. DOI 10.17285/0869-7035.0028
2. **Шевченко А.Н., Захарова Е.А.** Исследование зависимости качества резонанса от распределения цезия в ячейке квантового датчика вращения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2019. Т. 19. № 4. С. 567–573. doi: 10.17586/2226-1494-2019-19-4-567-573
3. **Литманович Ю.А., Вершовский А.К., Пешехонов В.Г.** Гироскоп на основе явления ядерного магнитного резонанса: прошлое, настоящее, будущее // Материалы пленарного заседания 7-й Российской мультиконференции по проблемам управления ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон». – 2014. – С. 35–42.
4. **Larsen M., Bulatowicz M.** Nuclear magnetic resonance gyroscope: for DARPA's micro-technology for positioning, navigation and timing program // Proc. IEEE Int. FrequencyControl Symposium, 2012. doi: 10.1109/fcs.2012.6243606
5. **Аванесов Ю.Л., Буканова А.Н., Воронов А.С., Евстифеев М.И.** Оптимизация конструктивных параметров глубоководного индукционного датчика скорости // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2018. Т. 18. № 1. С. 140–146. doi: 10.17586/2226-1494-2018-18-1-140-146
6. **Александров, Е.Б., Константинов, О.В., Перель, В.И.** Оптическая ориентация атомов в магнитном поле, перпендикулярном лучу, ЖЭТФ, 1965, т. 49, № 1 (7), с.97-106.
7. **А.К. Вершовский, Ю.А. Литманович, А.С. Пазгалев, В.Г. Пешехонов.** Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №1. С. 55-80. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.1.055-080

A.S.Zavitaev (State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Electropribor, JSC, ITMO University, Saint-Petersburg). **Investigation of the natural frequencies of the nuclear magnetic gyroscope design.**

Abstract. The design of a nuclear magnetic gyroscope has been investigated. To create boundary conditions and estimate resonances in the specialized CAD system ProEngineer, a geometric computer model was built, which was later used in the FEA program. To measure the displacement of the optical pumping and detection lasers relative to the quartz cell, as well as the deformation of the coils, a vibration action with an amplitude of 20g was simulated.

УДК 681.2.084

Д. П. ЕЛИСЕЕВ, К. С. МАЛАШЕНКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ АДДИТИВНО ИЗГОТАВЛИВАЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ ВИБРО-УДАРОЗАЩИТНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ

Представлены результаты расчетов аддитивно изготавливаемой конструкции вибро-ударозащитного устройства для малогабаритных инерциальных датчиков. Создана имитационная модель такого устройства, представлены результаты расчета собственных частот и параметрической оптимизации конструкции по выбранным критериям. Результаты расчётов позволили определить численные значения конструктивных параметров вибро-ударозащитных устройств, подходящих для микромеханического гироскопа ММГ-ЭП1.

Введение. Любой гироскопический чувствительный элемент в той или иной степени подвержен влиянию внешних инерциальных нагрузок – вибраций и ударов. Для устранения такого влияния используется специальное вибро-ударозащитное устройство (ВУЗУ), сохраняющего угловое положение амортизируемой платформы во время и после динамических воздействий. Обычно, разработка такого устройства подразумевает использование сложных кинематических схем, прецизионных подшипниковых и пружинных узлов [1, 2], что сказывается на массогабаритных характеристиках

На сегодняшний день активное развитие получили такие гироскопические чувствительные элементы, как микромеханический, ядерно-магнитный и интерферометр холодных атомов [3]. Одно из преимуществ приведенных инерциальных чувствительных элементов – малые габаритные размеры. Использование ВУЗУ, существенно увеличивающих габаритные размеры этих модулей, является нецелесообразным, так как ограничивает их сферу применения. В то же время, уровень современного развития 3D печати позволяет создавать и обрабатывать различные конструкции с нетривиальной геометрической формой и из всевозможных материалов, в том числе металлов [4, 5]. В этой связи разработана конструкция малогабаритного ВУЗУ, изготовление которого возможно только при помощи 3D печати. Предсказать эффективность исследуемой конструкции при различных внешних воздействиях, не проводя дорогостоящих экспериментов, возможно при помощи конечно-элементного анализа (КЭА). Используя полученные эмпирическим способом механические свойства порошковой стали [6, 7, 8], разработана имитационная модель ВУЗУ в среде КЭА. С помощью имитационной модели появляется возможность создания расчетной модели конструкции ВУЗУ, для проведения оптимизационного анализа под определенный микромеханический гироскоп.

Целью работы являлось проведение оптимизационных расчетов указанной модели, для получения оптимальной конструкции ВУЗУ под микромеханический гироскоп ММГ-ЭП1.

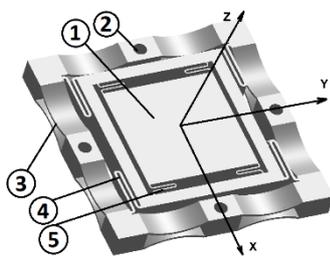


Рис.1. Модель ВУЗУ

Создание модели для КЭА начиналось с исследования стали марки 07X18H12M2 отечественного производства. Из указанного материала при помощи установки SLM 260 изготовлены детали, форма и размеры которых соответствуют ГОСТ [9]. На полученных деталях сперва проведена оценка возможности использования аддитивной технологии в прецизионном приборостроении. Затем получены при помощи разрывной машины пределы материала, модуль Юнга и коэффициент Пуассона, а при помощи вибростенда - коэффициент демпфирования и вибрационная жесткость материала [6, 7, 10]. Указанные параметры являются основными, влияющими на точность КЭА прочности при механических воздействиях, а полученные их численные значения использованы для создания имитационной модели исследуемой стали.



Рис.2. Модальный анализ

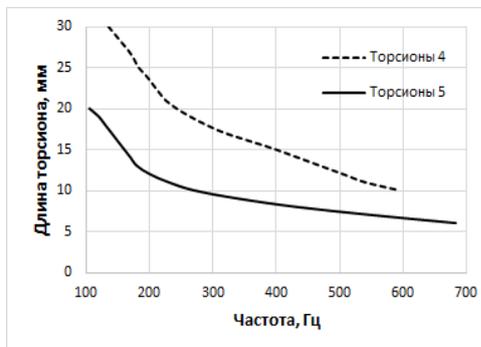


Рис.3. Зависимость частоты от длины торсиона

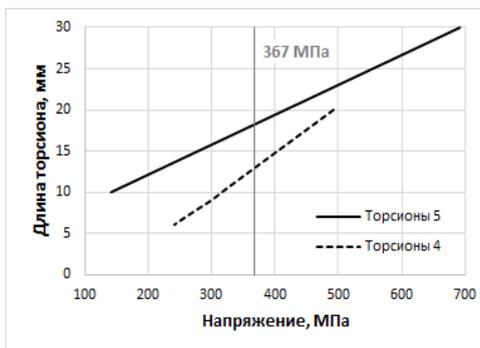


Рис.4. Зависимость максимального напряжения от длины торсиона

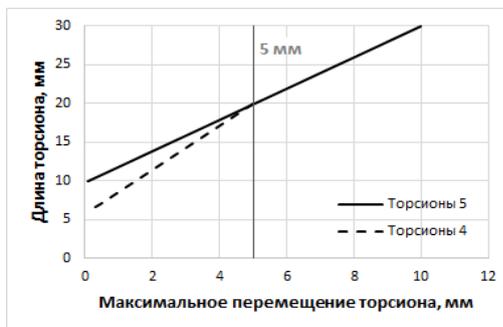


Рис.5. Зависимость максимального перемещения от длины торсиона

На рисунке 1 приведена модель спроектированного устройства для микромеханического гироскопа ММГ-ЭП1, у которого значение собственной частоты инерционного тела в упругом подвесе составляет около 8 кГц. Плоские пружины 3 обеспечивают перемещение площадки 1 для установки гироскопа (40x40 мм) относительно крепежных отверстий 2 в направлении оси Z, торсионы 4 – в направлении оси Y, а торсионы 5 – в направлении оси X.

Конечно-элементное моделирование ВУЗУ. Основные требования для ВУЗУ: первые три собственные частоты должны соответствовать поступательным колебаниям, а четвертая – крутильным (при этом значения собственных частот должны быть наименьшими, а крутильная частота должна быть больше последней поступательной в 1,5 раза [11]); максимальные напряжения, возникающие при воздействии вибрации с амплитудой 2g, не должны превышать предел текучести материала; угловое положение площадки 1 должно сохраняться до 0,1 град/с. Также стоит учесть перемещение торсионов во время вибрации, чтобы они не соприкасались с основанием ВУЗУ.

Результаты модального анализа приведены на рисунке 2. Первая, вторая и третья моды соответствуют поступательным колебаниям, а четвертая мода – крутильным. Частота четвертой моды практически в 1,5 раза выше частоты третьей, что соответствует требованиям, приведенным выше.

Основными параметрами, влияющим на собственные частоты, максимальные напряжения и перемещения ВУЗУ, являются длины торсионов 4 и 5. Изменение радиусов торсионов 3 незначительно влияет на общие характеристики ВУЗУ.

Зависимость собственных частот от длины торсионов 4 и 5 показана на рисунке 3. С увеличением длины торсионов происходит увеличение собственных частот ВУЗУ. Для выполнения требования об обеспечении плоскопараллельных перемещений на первых собственных частотах необходимо обеспечить длину торсиона 4 и 5 в пределах от 10 до 30 мм и от 7 до 20 мм соответственно.

На рисунке 4 показана зависимость длины торсиона от максимального напряжения в конструкции ВУЗУ. Для выполнения требования и обеспечения запаса прочности максимальные напряжения не должны превышать 367 МПа, таким образом длина торсионов 4 и 5 от 10 до 18 мм и от 7 до 13 мм соответственно.

На рисунке 5 представлена зависимость длины торсиона от их максимальных перемещений в конструкции. Необходимо подобрать длину торсионов таким образом, чтобы их максимальное перемещение было меньше 5 мм. В этом случае подходящая длина торсионов 4 и 5 должна лежать в пределах от 10 до 18 мм и от 7 до 13 мм соответственно.

При таком конструктивном исполнении сохранение углового положения происходит с точностью до 10 угл. сек. или 0,0027 град/с, что во много раз превышает характеристики самых точных микромеханических датчиков [3].

Заключение. Проведенные расчеты аддитивно изготавливаемой конструкции ВУЗУ позволили получить ее параметры, пригодные для защиты микромеханического гироскопа ММГ-ЭП1 от соответствующих воздействий. Основным параметром, влияющим на собственные частоты, максимальные напряжения и перемещения является длина торсионов. Для соответствия всем требованиям ВУЗУ длина торсионов должна находиться в промежутках от 10 мм до 18 мм для торсиона 4 и от 7 мм до 13 мм для торсиона 5.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авторское свидетельство 902238 СССР, МПК F16F 15/00 (2000.01). Устройство для амортизации / **Ю. Л. Аванесов и др.**; заявитель Предприятие П/Я В-8624. – № 2715824; заявл. 15.01.1979; опубл. 30.01.1982.
2. **Елисеев Д. П.** Обзор средств защиты инерциальных чувствительных элементов от инерционных воздействий // Материалы XIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». 2012. С.464–470.
3. **Пешехонов В. Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3–10. DOI 10.17285/0869-7035.0028.
4. **Ромашев М.А., Костромин С.В., Беляев Е.С.** Исследование микротвердости порошковых сталей 10, 15 после процесса лазерной цементации // Будущее науки-2014: сборник научных статей Международной молодежной научной конференции (Курск, 23-25 апреля 2014 г.). Курск: Юго-Зап. гос. ун-т, 2014. Т.3. С.158–161
5. **Беляев Е. С., Костромин С. В.** Микроструктура и свойства сварных соединений из пористого проката, полученные излучением лазера / Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2013. №2. С. 34–37.
6. **Конаков Р. Д., Елисеев Д. П.** Экспериментальное определение коэффициента демпфирования деталей навигационных приборов, изготовленных аддитивным способом // Материалы XXII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». 2020.
7. **Малашенков К. С., Елисеев Д. П.** Результаты испытаний на растяжение металлических изделий, полученных аддитивным способом // Материалы XXI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». 2019. С. 356–358.
8. **Holzweissig, M. J., Taube, A., Brenne, F., Schaper, M., Niendorf, T.** Microstructural characterization and mechanical performance of hot work tool steel processed by selective laser melting // Metallurgical and Materials Transactions B. 2015. Т. 46. №. 2. С. 545–549.
9. ГОСТ 1497–84. Металлы. Методы испытаний на растяжение.
10. **Shrestha, R., Simsiriwong, J., Shamsaei, N., Thompson, S. M., Bian, L.** Effect of Build Orientation on the Fatigue Behavior of Stainless Steel 316L Manufactured Via A Laser-Powder Bed Fusion Process // 27th Annual Solid Freeform Fabrication Symposium Proceedings. 2016. С. 605–616.
11. **Загоруйкос М.Г., Марадудин А.М., Перетяцько А.В., Леонтьев А.А.** Механика. Теоретическая механика: краткий курс лекций для студентов II курса направление подготовки 20.03.02 «Природообустройство и водопользование» // ФГОУ ВО «Саратовский ГАУ». Саратов, 2016. 48 с.

D.P.Eliseev, K.S.Malashenkov (CSRI Elektropribor, ITMO University, Saint-Petersburg). **Metal 3D-printing application in designing of vibration and shock protection equipment of gyroscopic devices**

Abstract. The mechanical properties investigation results of 3D-printed parts by steel 316 are given. The imitation model of the material is designed based on experimental data and verified by finite element analyses. The small-sized vibration and shock protection equipment is designed and modeled related to the achieved results. The equipment appropriate to protect micromechanical gyroscopes.

УДК 681.51

П.П. УДАЛОВ

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт прикладной математики и механики, Высшая школа «Механика и процессы управления»)

ИССЛЕДОВАНИЕ ОДНОМЕРНОЙ ЗАДАЧИ О РАСПРЕДЕЛЕНИИ ТЕПЛА ВНУТРИ ПРЯМОУГОЛЬНОЙ ОБЛАСТИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Рассмотрена задача о стационарном распределении температуры в прямоугольной области (тепловой камере) при воздействии термоэлектрического модуля (ТЭМ). Исследованы условия на поток на границе ТЭМ и прямоугольной области для достижения постоянного уровня температур в тепловой камере. Получены аналитические выражения для зависимостей температуры камеры от силы тока ТЭМ. Получено критическое значение силы тока, выше которого в тепловой камере будет наблюдаться только рост температуры, что приводит к некорректной работе системы охлаждения прямоугольной области.

Введение. Термоэлектрический модуль представляет собой устройство, преобразующее электрическую энергию в тепло и наоборот. Особый интерес вызывает использование ТЭМ как термоэлектрического охладителя, с помощью которого можно охлаждать объекты до более низкого уровня температур, чем температура окружающей среды [1]. В настоящей работе произведен подробный анализ определяющих соотношений и условий на тепловой поток и силу тока ТЭМ, при которых в объекте охлаждения будет наблюдаться постоянный уровень температуры. Данные построения позволяют оценивать рабочую точку модуля, указывать диапазон изменения температур объекта терморегулирования в зависимости от прикладываемой силы тока и судить о критическом значении силы тока, при котором будет наблюдаться нагрев объекта охлаждения.

Одномерная модель теплопроводности при наличии ТЭМ. Рассмотрим одномерную задачу о распределении температуры $T(x)$ в прямоугольной области, к которой с одной стороны примыкает ТЭМ, а вторая сторона изолирована. На горячей стороне ТЭМ задано условие теплообмена с окружающей средой.

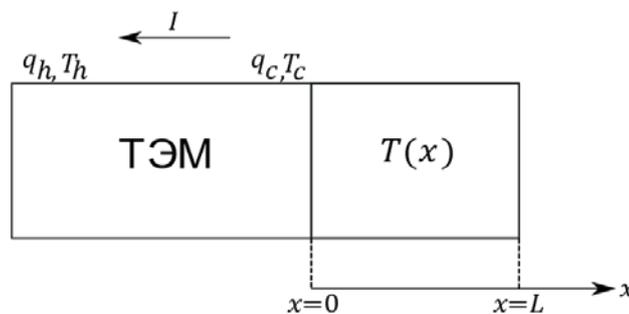


Рис. 1. Схема ТЭМ к тепловой камере (L - длина; q_c , q_h , T_c , T_h - тепловые потоки и температуры на холодной и горячей сторонах ТЭМ; x - горизонтальная координата; I - сила тока

Уравнение для распределения температуры $T(x)$ внутри тепловой камеры примет вид [2]

$$\frac{d}{dx} \left(K \frac{dT(x)}{dx} \right) = 0 \Leftrightarrow T(x) = c_1 x + c_2, \quad (1)$$

$$(x = 0) = T_c, \quad q(x = L) = 0, \quad (2)$$

где c_1 , c_2 - константы интегрирования, K - коэффициент теплопроводности, q - тепловой поток в тепловой камере.

Научный руководитель: ассистент Попов И.А.

откуда

$$T(x) = T_c. \quad (3)$$

Предположим, что тепловой поток, подаваемый на горячую сторону ТЭМ, описывается законом Ньютона – Рихмана [3].

$$q_h = h(T_h - T_0), \quad (4)$$

где T_0 – температура окружающей среды, h - коэффициент теплоотдачи.

Тепловые потоки на холодной и горячей стороне термоэлектрического модуля записываются как [4]

$$q_c = \alpha_p T_c I + \frac{1}{2} \tau_p I (T_h - T_c) - \frac{1}{2} I^2 R_p - K_p (T_h - T_c), \quad (5)$$

$$q_h = \alpha_p T_h I - \frac{1}{2} \tau_p I (T_h - T_c) + \frac{1}{2} I^2 R_p - K_p (T_h - T_c), \quad (6)$$

где α_p – коэффициент Зеебека, τ_p – коэффициент Томпсона, R_p – электрическое сопротивление, K_p – коэффициент теплопроводности.

Подставим уравнения (4), (6) в уравнение (5) и выразим тепловой поток на холодной стороне q_c от температуры холодной стороны T_c и температуры окружающей среды T_0

$$q_c = \frac{\tau_p I \left(\alpha_p I - \frac{h}{2} \right) + K_p h}{K_p + h + I \left(\frac{\tau_p}{2} - \alpha_p \right)} T_c - \frac{T_0 h \left(K_p - I \left(\alpha_p + \frac{\tau_p}{2} \right) \right) + I^2 R_p \left(K_p - \alpha_p I + \frac{h}{2} \right)}{K_p + h + I \left(\frac{\tau_p}{2} - \alpha_p \right)}. \quad (7)$$

В случае достижения равномерного распределения температуры в объекте управления необходимо достичь равенства тепловых потоков на обеих сторонах прямоугольной области. Откуда из уравнения (7) получим условие для силы тока, при котором тепловой поток q_c обращается в ноль

$$R_p \alpha_p I^3 + \left(T_c \alpha_p \tau_p - R_p \left(K_p + \frac{h}{2} \right) \right) I^2 + \left(\alpha_p T_0 - \frac{\tau_p}{2} (T_c - T_0) \right) h I + K_p h (T_c - T_0) = 0. \quad (8)$$

Изобразим зависимость температуры холодной стороны T_c от силы тока I на ис.2 при следующих параметрах [2]: $T_0 = 293$ К, $h = 20$ Вт/м²К, $K_p = 0.01$ Вт/К, $R_p = 0.02$ Ом, $\tau_p = 0.5$ мкВ/К, $\alpha_p = 210$ мкВ/К.

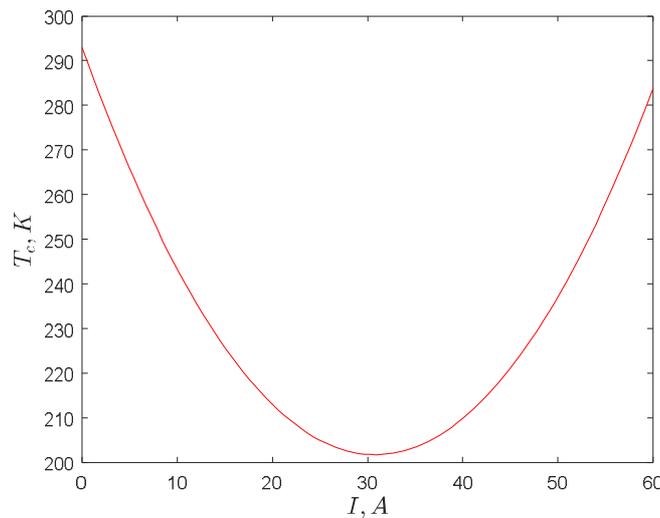


Рис. 2. Зависимость температуры T_c внутри рассматриваемого объекта от силы тока I

Значение критической силы тока I_c , выше которого наблюдается только нагревание тепловой камеры, определяется как экстремум уравнения (8)

$$I_c = \frac{\left(R_p \left(K_p + \frac{h}{2}\right) - T_c \alpha_p \tau_p\right) + \sqrt{\left(R_p \left(K_p + \frac{h}{2}\right) - T_c \alpha_p \tau_p\right)^2 - 4R_p \alpha_p K_p h (T_c - T_0)}}{2R_p \alpha_p}. \quad (9)$$

Заключение. Показано, что при наложении определенных условий на тепловой поток, проходящий с ТЭМ на рассматриваемый объект охлаждения, удается получить постоянный уровень температур внутри прямоугольной области. Получены аналитические зависимости температуры объекта от силы тока и указано критическое значение тока, выше которого будет наблюдаться нагревание исследуемого тела.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20–01–00537

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ioffe A. F.**, Thermoelements S., Cooling T. Inforsearch Ltd // London, England. 1957.
2. **Seifert W.** et al. One-dimensional modeling of a Peltier element //Proceedings ICT2001. 20 International Conference on Thermoelectrics (Cat. No. 01TH8589). IEEE, 2001. С. 439-443. Johnson L.M. Modelling. *Science*. 1998. Vol. 2. № 3. P. 13–17.
3. **Ioffe A. F.** et al. Semiconductor thermoelements and thermoelectric cooling // Physics Today. 1959. Т. 12. №. 5. С. 42.
4. **Chavez J. A.** et al. SPICE model of thermoelectric elements including thermal effects //Proceedings of the 17th IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference [Cat. No. 00CH37066]. IEEE, 2000. Т. 2. С. 1019–1023.

P.P. Udalov (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes). **Research of one-dimensional problem of heat distribution inside the rectangular area under the action of a thermoelectric module**

Abstract. This paper considers the problem of the stationary temperature distribution in a rectangular area under the action of a thermoelectric module (TEM). The conditions for the heat flow at the cold side of the TEM are discussed to achieve a constant temperature level in the area. Analytical expressions are obtained for the dependences of the area temperature on the TEM current strength. The critical value of the current strength was obtained above which only a rise in temperature will be observed in the research area.

Е. В. ЗАВОРОТНЕВА

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт прикладной математики и механики, Высшая школа "Механика и процессы управления")

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ КОМПАКТНОЙ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО МОДУЛЯ НА БАЗЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА COMSOL

Описывается методика моделирования термоэлектрического модуля (ТЭМ) на базе системного подхода с применением компактных моделей. Построена конечно-элементная модель батареи Пельтье в программной среде COMSOL. Выполнен численный анализ характеристик ТЭМ в случае зависимости материальных параметров от температуры. Проведено построение компактной динамической модели ТЭМ и её верификация на основе прямого численного моделирования ряда стационарных и нестационарных задач для ТЭМ.

Введение. Термоэлектрические устройства представляют собой твердотельные устройства прямого преобразования потребляемой электроэнергии в тепло и наоборот. Термоэлектрический модуль (ТЭМ) работает в условиях комбинированных термоэлектрических эффектов, таких как эффект Пельтье, Зеебека и Томсона, [1]. Термоэлектрический охладитель работает без хладагента и не имеет движущихся частей, что является преимуществом по сравнению с традиционными системами охлаждения и кондиционирования воздуха на основе хладагента. Температура холодной стороны ТЭМ может быть снижена до более низкого уровня по сравнению с температурой холодной стороны в установившихся условиях, когда применяется импульс электрического тока [3,4]. Прямой конечно-элементный расчёт термоэлектрических задач в промышленных масштабах не всегда способен удовлетворить потребностям проектирования. Синтез на основе прямого численного моделирования компактных моделей, позволяет значительно упростить такие системы для настройки параметров регулятора или при параметрической оптимизации системы.

Целью работы является построение компактной динамической модели ТЭМ и её верификация на основе прямого численного моделирования ряда стационарных и нестационарных задач для ТЭМ.

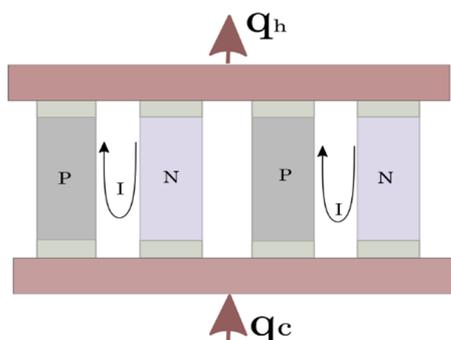


Рис.1 Схема модуля ТЭС

Эффективная модель элемента Пельтье. Типичный ТЭМ, представленный на рис.1, состоит из двух керамических пластин с несколькими полупроводниковыми материалами p- и n-типа, электрически соединенными последовательно и термически параллельно. На примере решения термоэлектрической задачи для одномерного термоэлектрического элемента [2] сделан вывод о необходимости учета зависимости материальных свойств термоэлемента от температуры.

Поскольку вся батарея представляет собой последовательную электрическую цепь, то по закону сохранения заряда ток в ней постоянен, отличие же в величине тепловых потоков всё же имеется за счёт явной зависимости теплового потока Пельтье от температуры перехода. Общий поток тепла через холодную и горячую стороны n-p перехода представляет сумму следующих слагаемых: поток Пельтье, поток Фурье и генерацию тепла по закону Джоуля-Ленца. Соотношения для тепловых потоков холодной и горячей сторон, считая, что они направлены внутрь элемента [4,5], имеют вид:

$$q_c = IT_c\alpha - \frac{1}{2}I^2R + \frac{T_c - T_h}{\theta} + C_p \frac{\partial T_c}{\partial t}$$

$$q_h = -IT_h\alpha - \frac{1}{2}I^2R + \frac{T_h - T_c}{\theta} + C_p \frac{\partial T_h}{\partial t}$$
(1)

где T_c – температура холодной стороны, T_h – температура горячей стороны; t – время; θ – тепловое сопротивление п-р перехода; R – электрическое сопротивление п-р перехода; I – сила тока, α – коэффициент Зеебека. C_p – эффективная теплоемкость, которая, согласно [5], имеет вид:

$$C_p = C_{ceramic} + \frac{C_{TE}}{2} + C_{cond}, \quad (2)$$

где $C_{ceramic}$ – теплоемкость одной керамической пластины, C_{TE} – теплоемкость термоэлектрических элементов, C_{cond} – теплоемкость электрических проводников.

В спецификациях ТЭМ производитель всегда указывает параметры ΔT_{max} , I_{max} и V_{max} , поскольку они выступают основными характеристиками при комплектации системы и выборе требуемого модуля, (см., к примеру, [6]). Формулы, связывающие параметры эффективной модели (α , R , θ) с максимальными характеристиками модуля, имеют вид:

$$R = \frac{V_{max} (T_h - \Delta T_{max})}{I_{max} T_h} [\Omega]; \quad \theta = \frac{2\Delta T_{max} T_h}{I_{max} V_{max} (T_h - \Delta T_{max})} \left[\frac{K}{W} \right]; \quad \alpha = \frac{V_{max}}{T_h} \left[\frac{V}{K} \right], \quad (3)$$

где ΔT_{max} – максимальная разность температур между холодной и горячей сторон ТЭМ; I_{max} – ток, обеспечивающий максимальную разность температур ΔT_{max} ; V_{max} – напряжение, соответствующее оптимальному току I_{max} .

С целью определения точности модели, построенной на основе базовых параметров, необходимо провести расчет параметров ТЭМ для некоторого диапазона значений температур и оценить их температурную зависимость. Для модуля ТВ 31-1.0-2.5 был выполнен расчет на поиск интегральных характеристик модуля ΔT_{max} , I_{max} и V_{max} . При расчете учитывалось, что материальные свойства термоэлектрического элемента являются константам, а также то, что параметры материала непосредственно являются функциями температуры.

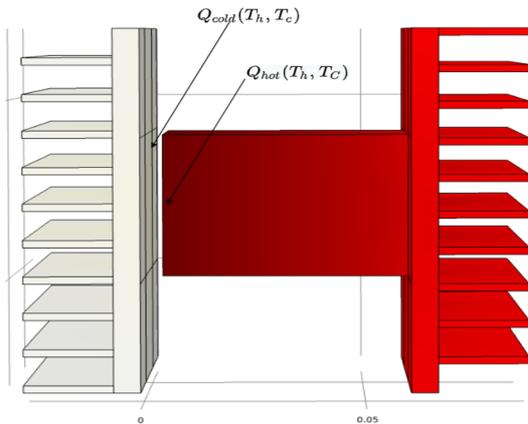


Рис.2 Компактная КЭ-модель

На рисунке 2 представлена компактная тепловая модель, в которой ТЭМ не моделируется напрямую, а заменен граничными условиями теплового потока на площадках контакта (1). Тепловые потоки при этом являются функциями от изначально неизвестных температур на данной площадке (T_h , T_c). Таким образом мы накладываем определенные уравнения связи, которые позволяют моделировать ТЭМ упрощенно. На рисунках 3–4 показаны результаты прямого моделирования ТЭМ в COMSOL и моделирования компактной модели с использованием выражений (1).

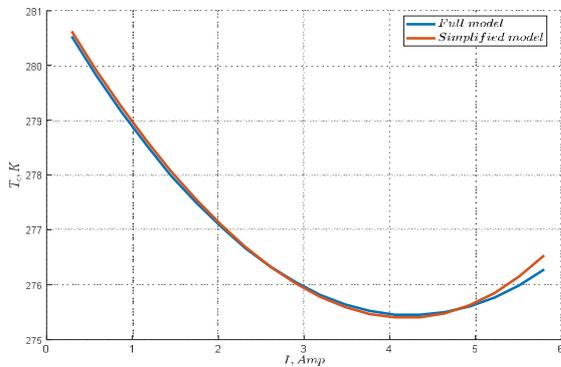


Рис.3 Зависимость установившейся температуры на холодной стороне T_c ТЭМ от приложенного электрического тока

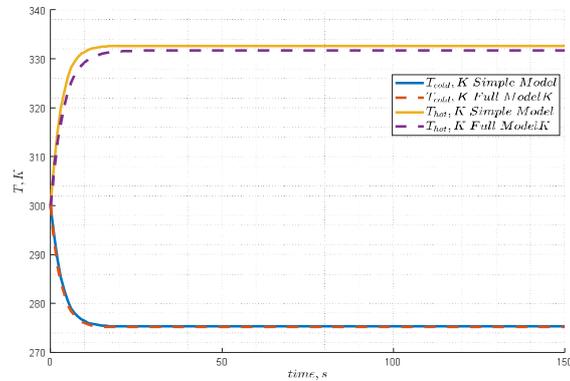


Рис.4 Зависимость температуры на холодной T_c и горячей T_h стороне ТЭМ от времени

Заключение. Представлена вычислительно эффективная компактная модель ТЭМ, использование которой облегчает моделирование термоэлектрического модуля и его взаимосвязей с блоками управления и другими тепловыми элементами при различных граничных и начальных условиях. На основании численных экспериментов определено влияние температурных зависимостей физических параметров батареи Пельтье на выходные параметры ТЭМ, а так же необходимость учета этих зависимостей в компактной модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Иорданишвили Е.К., Бабин В.П.** Нестационарные процессы в термоэлектрических и термомагнитных системах преобразования энергии. М.: Наука. 1983. 216 с.
2. Seifert W., Ueltzen M., Müller E. One-dimensional modelling of thermoelectric cooling // *Physica status solidi (a)*. 2002. Т. 194. №. 1. С. 277–290.
3. **Piggott A. J., Allen J. S.** Peltier supercooling with isosceles current pulses: cooling an object with internal heat generation // *ECS Transactions*. 2017. Т. 80. №. 5. С. 3.
4. **Snyder G. J.** et al. Supercooling of Peltier cooler using a current pulse // *Journal of Applied Physics*. 2002. Т. 92. №. 3. С. 1564–1569.
5. **Alaoui C.** Peltier thermoelectric modules modeling and evaluation // *International Journal of Engineering (IJE)*. 2011. Т. 5. №. 1. С. 114.
6. Johnson L.M. Modelling. Science. 1998. Vol. 2. № 3. P. 13–17.
7. **Chavez J. A.** et al. SPICE model of thermoelectric elements including thermal effects // *Proceedings of the 17th IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference [Cat. No. 00CH37066]*. IEEE, 2000. Т. 2. С. 1019–1023.
8. <http://kryothermtec.com/ru/>

E.V. Zavorotneva (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes), **Method of construction of compact numerical models of thermoelectric modules based on software COMSOL**

Abstract. This report describes a technique for modeling a thermoelectric module (TEM) based on a systematic approach using compact models. A finite-element model of a Peltier battery has been built in the COMSOL software environment. A numerical analysis of the TEM characteristics is carried out in the case of the dependence of material parameters on temperature. The construction of a compact dynamic TEM model and its verification based on direct numerical modeling of a number of stationary and non-stationary problems for TEM.

■ НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ ■

УДК 681.51

П. А. КОНОВАЛОВ, А. Д. МЕЩЕРЯКОВ
(ГБОУ «Президентский физико-математический лицей № 239», Санкт-Петербург)

**АЛГОРИТМЫ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ РОБОТАМИ-ФУТБОЛИСТАМИ
В АГРЕССИВНЫХ УСЛОВИЯХ**

Работа посвящена разработке алгоритмов навигации и управления роботами-футболистами в агрессивных условиях соревнований RoboCup SSL (Small Size League). Агрессивность условий обусловлена наличием на поле команды противника, которая сопротивляется попыткам рассматриваемой команды роботов забить гол и пытается забить гол сама.

Основой робота-футболиста является омни-платформа, построенная на четырех всенаправленных колесах, по всей длине окружности которых смонтировано несколько роликов, позволяющих производить движение в направлении, отличном от направления вращения самого колеса. При этом обеспечивается возможность движения в любом направлении без совершения дополнительных действий для поворота, а также уменьшается трение. Робот-футболист оснащен двумя ударными устройствами: для прямого и верхнего удара по мячу. С торцевой стороны установлены лазерные датчики для определения местоположения мяча перед роботом. Верхняя часть роботов маркирована цветными кругами для определения их положения на поле с помощью камеры и программы SSL-Vision. Управление роботом происходит посредством Wi-Fi связи.

Были разработаны алгоритмы навигации и управления роботами-футболистами трех видов: нападающий, вратарь и защитник. Главная цель нападающего – забить в ворота противника, вратаря – не дать противнику забить в свои ворота, а защитника – не дать противнику нанести удар по воротам. Кроме того, роботы способны передавать друг другу мяч на расстоянии (отдавать пасы). Для защиты от проскальзывания колес роботов-футболистов на игровом поле был реализован контроль скорости, основанный на базовых кинематических формулах с использованием коэффициентов, конвертирующих идеальные условия в реальные.

УДК 681.51

А. В. ХАЗАНОВА

(ГБОУ «Президентский физико-математический лицей № 239», Санкт – Петербург)

РОБОТ-ПАНДА. УПРАВЛЕНИЕ БАЛАНСИРУЮЩИМ РОБОТОМ

Настоящая работа посвящена созданию балансирующего робота-панды, предназначенного для выступлений на сцене в роботизированном цирковом шоу, проводимом в рамках соревнований Robocup onStage.

На основе анализа прототипов и аналогов, примененнике балансирующего робота для вступлений на сцене по мнению автора, в рамках регламента соревнований RoboCup onStage, является новой идеей.

Первоначально робот-панда был создан на основе конструктора Lego с контроллером. Особенностью робота является большой размер (высота 52 см), в два с половиной раза превышающий размеры большинства прототипов, в том числе учебных балансирующих Lego-роботов. Поддержание равновесия робота-панды осуществляется посредством двигателей, управление которыми производится с использованием информации от гироскопа и энкодеров: по сигналам гироскопа вычисляются отклонения от заданной вертикальной оси, по данным энкодеров – отклонения от маршрута. Управляющие воздействия, подаваемые на двигатели, формируются с помощью ПИД-регулятора: пропорциональная часть не дает роботу упасть, интегральная уменьшает амплитуду колебаний, а дифференциальная – их частоту.

В ходе работы была создана и отлажена программа, позволяющая роботу-панде сохранять равновесие более 5 минут как в положении стоя, так и при движении вдоль вертикальной поверхности.

Для расширения функциональных возможностей робота-панды необходимо подключение большего количества датчиков. Однако контроллер Lego не позволяет реализовать эту задачу, поэтому было принято решение о создании балансирующего робота-панды с использованием контроллера Arduino. Было подобрано оборудование и изготовлена новая конструкция. В дальнейшем планируется разработка и отладка программного обеспечения балансирующего робота-панды, созданного на базе контроллера Arduino.

УДК 681.51

Д. Д. ГРИГОРЬЕВ, Д. Э. ГОРБУЛЯ
(ГБОУ «Президентский физико-математический лицей № 239», Санкт-Петербург)

АЛГОРИТМ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ РОБОТОВ С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ И МАРКЕРОВ APRILTAG

В работе рассматривается способ позиционирования роботов в пространстве, основанный на использовании системы технического зрения и специальных маркеров AprilTag. Для исследования алгоритма, решающего задачу определения положения робота относительно маркера, была выбрана программируемая камера OpenMV. Разработана программа, позволяющая камере распознать маркер AprilTag с определенным идентификатором, рассчитать углы наклона относительно маркера и спроецировать на него виртуальную пирамиду, которая привязывается к AprilTag и движется вместе с ним, отображая текущее положение камеры.

УДК 62-529

Р. Р. АБДУЛЛИН

(ГБОУ "Президентский физико-математический лицей №239", Санкт-Петербург)

СИСТЕМА НАВИГАЦИИ ДЛЯ ВСЕНАПРАВЛЕННЫХ МОБИЛЬНЫХ ПЛАТФОРМ РОБОТОВ В РАМКАХ СОРЕВНОВАНИЙ FIRST TECH CHALLENGE

В работе рассматриваются роботы, разработанные для участия в соревнованиях FIRST Tech Challenge SkyStone 2019-2020 и Ultimate Goal 2020-2021. Регламент соревнований предусматривает размещение на полигоне оранжевых колец, из которых формируются стопки. По высоте стопки робот должен определить, в какой сектор поля ему необходимо переместиться.

В основе роботов применены всенаправленные мобильные платформы двух типов: на омни-колесах и колесах Илона. Для определения параметров перемещения по полю роботы используют одометрию. Три одометра позволяют определить координаты и направление вектора движения робота на полигоне. Полученные данные не нужно преобразовывать в зависимости от типа платформы.

Для определения количества колец в стопке на омни-платформу были установлены датчики цвета на уровнях нижнего и верхнего колец. Однако при разной освещенности датчики работали по-разному. На платформу с колесами Илона вместо датчиков цвета была установлена веб-камера, использующая библиотеку компьютерного зрения OpenCV.

Разработан универсальный алгоритм и создано программное обеспечение для автономного движения роботов. Для построения маршрута использован алгоритм планирования движения Pure Pursuit, благодаря которому роботы едут не по кривой линии, поворачивая на каждой точке, а по сглаженной дуге.

Робот на омни-платформе с ранней версией системы, в которой отсутствовала веб-камера, выполнил лишь половину поставленных регламентом задач. А использование платформы на колесах Илона с компьютерным зрением позволило выполнить условия регламента полностью.

В дальнейшем планируется протестировать систему на еще одном виде всенаправленных платформ - Swerve платформе, в которой робот может двигаться в любом направлении, самостоятельно меняя ориентацию шасси.

УДК 614.876

А.Д. СОКОЛОВА
(МБУ ДО «Центр детского творчества «Металлург», г.о. Самара)

МЕТОД ЗАЩИТЫ ОТ РАДИАЦИИ АППАРАТОВ ФОРМАТА CUBESAT

Обсуждено предположение о том, что создание магнитного поля поможет защитить корпус и оборудование спутника формата CubeSat от радиации. Проведено математическое моделирование траекторий движения заряженных частиц в магнитном поле, создаваемом катушками с током, расположенными на внешней поверхности спутника. Результаты моделирования показали эффективность действия магнитного поля по отклонению ионизирующего излучения от спутника CubeSat.

Введение. Одной из актуальных проблем современного развития космической техники является защита малых космических аппаратов (МКА), в частности аппаратов формата CubeSat, от ионизирующего излучения (ИИ), воздействие которого оказывает существенное влияние на физико-химические свойства электронных систем космических аппаратов и их работоспособность. В настоящее время существуют физические и программно-аппаратные методы защиты спутников. Физические методы: использование алюминиевых сплавов и композитных материалов для изготовления стенок корпуса спутника или защитных экранов; нанесение на корпус наночастиц, избирательно отражающих или пропускающих ультрафиолет и другие виды излучения [1]; применение специального экрана, действующего за счет направленного электромагнитного поля, отклоняющего поток заряженных частиц [2]. Программно-аппаратные методы основаны на использовании отказоустойчивой архитектуры бортовой электроники [3]. Указанные методы применяются на практике в зависимости от решаемых задач и используемого оборудования.

Настоящая работа посвящена исследованию возможности создания внешней защиты спутников CubeSat, которая будет сдерживать прохождение заряженных частиц интенсивных потоков ИИ и сохранять работоспособность электронной аппаратуры МКА.

Постановка задачи. Целью работы стало подтверждение предположения о том, что создание магнитного поля поможет защитить корпус и оборудование аппарата CubeSat от ИИ.

Для достижения поставленной цели в работе решался следующий комплекс задач:

1. Анализ объекта исследования и окружающей космической среды.
2. Моделирование движения заряженных частиц в магнитном поле катушек с током, установленных на внешней поверхности спутника CubeSat.

Объект исследования и факторы окружающей среды. Объектом исследования является МКА формата CubeSat, который имеет следующие характеристики: корпус аппарата выполнен из композитных материалов в форме куба размером $10 \times 10 \times 10$ см (1 единица); вес 5 кг; срок активного существования до сгорания 3 года; архитектура оборудования - готовые конструкции аппаратов [4].

Параметры рабочей орбиты МКА формата CubeSat: солнечно-синхронная орбита, высота 400 км, наклонение 70° , перигей 800 км, апогей 810 км [5]; торможение об атмосферу и постепенное снижение спутника.

Факторы окружающей среды: атмосферный воздух плотностью 10^{-14} г/см³; радиационные условия: галактическое космическое излучение, солнечные космические лучи, частицы радиационного пояса Земли [6].

Моделирование движения заряженных частиц в магнитном поле. Для подтверждения адекватности предложенной идеи с помощью программы, написанной автором на языке C++, была создана трехмерная модель спутника CubeSat, в которой были расположены соленоиды (катушки с током) для создания магнитных полей. Направление тока в катушках

Научный руководитель: педагог дополнительного образования Черняев А. Г.

противоположно, поэтому создаваемые ими магнитные поля внутри конструкции спутника имеют противоположную направленность, а суммарная величина магнитной индукции в силу малых размеров спутника практически равна нулю.

С учетом предполагаемых траекторий и направлений движения аппарата CubeSat в ходе моделирования визуализировались траектории движения заряженных частиц ИИ под действием магнитного поля. Система уравнений, описывающих движение частиц, формировалась на основе уравнения Лоренца [7]:

$$F=qvB\sin\alpha,$$

где F – сила Лоренца; q – заряд частицы; v – скорость частицы; B – индукция магнитного поля; α – угол между направлениями скорости и магнитной индукции.

При моделировании варьировались типы частицы (альфа-, бета-излучение, протоны), а также значения индукции магнитного поля, скорости частиц, синуса угла между индукцией и скоростью частицы. С помощью программы с учетом указанных выше характеристик рассчитывались предполагаемые траектории движения частиц, исходя из их положения относительно аппарата (угла α). Траектории строились для следующих случаев: 1) $\alpha = 0^\circ$; 2) $\alpha = 90^\circ$ 3) $0^\circ < \alpha < 90^\circ$ (рисунок 1).

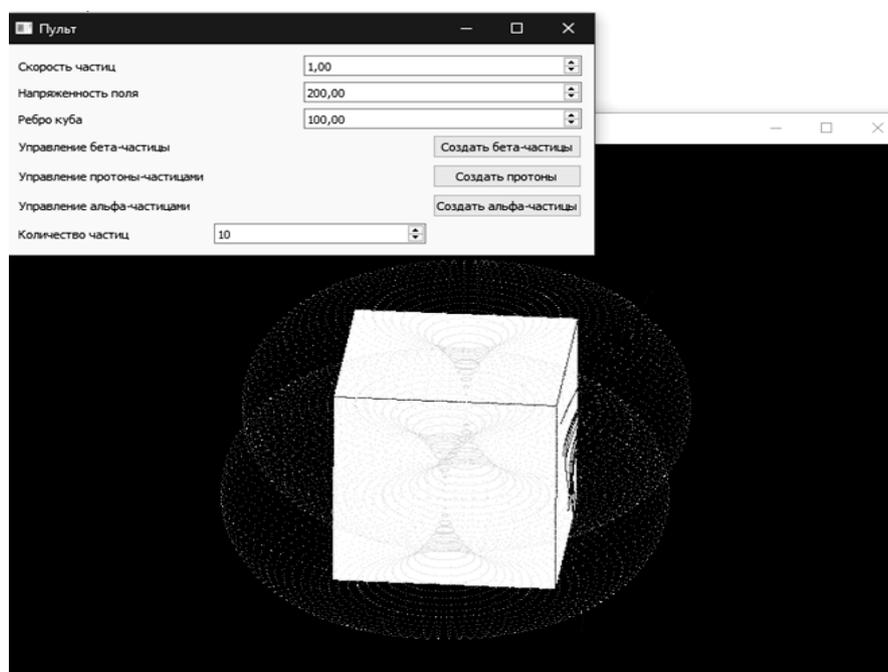


Рис.1. Моделирование траекторий движения частиц

Моделирование показало, что использование магнитного поля позволяет изменить траектории движения заряженных частиц ИИ таким образом, что они не будут проникать внутрь корпуса аппарата CubeSat.

Заключение. Представлен метод защиты МКА CubeSat от воздействия ИИ. Метод основан на создании магнитного поля двумя соленоидами, установленными на корпусе CubeSat, с противоположными направлениями тока. С помощью математического моделирования траекторий движения заряженных частиц подтверждена эффективность действия магнитного поля по отклонению ИИ от спутника CubeSat.

Представленный метод позволит существенно снизить вероятность выхода из строя оборудования и продлить срок службы космического аппарата. Кроме того, использование предложенной идеи предоставит возможность выводить аппараты формата CubeSat на более высокие орбиты, где воздействие радиации сильнее.

Для реализации предложенного метода необходима модернизация минимальной единицы спутника CubeSat. В связи с тем, что данный аппарат является модульным, предложенная модернизация может быть реализована во всех его модификациях.

ЛИТЕРАТУРА

1. <https://sputnix.ru/ru/sputniki/cubesat-platformy/orbikraft-pro-obuchenie>
2. **Dopart C.** Design and Analysis For CubeSat Mission / Celena Dopart, Robert Morlath, Erik Oliver, Jake Schomaker / WPI.-2012. - Режим доступа: https://web.wpi.edu/Pubs/E-project/Available/E-project-022912-130123/unrestricted/NAG1102_Design_and_Analysis_for_a_CubeSat_Mission.pdf
3. **Черняев А.Г.** Типовые программно-аппаратные решения малых космических аппаратов // Сборник «Восьмые Уткинские чтения. Труды Общероссийской научно-технической конференции. Сер. «Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», 2019. С. 436-442.
4. **Каширин А.В., Глебанова И.И.** Анализ современного состояния рынка наноспутников как прорывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый, 2016. № 7. С. 855-867.
5. **Бурков В.Д.** Динамика естественных радиационных поясов земли в условиях влияния антропогенных факторов / В.Д. Бурков, В.С. Шалаев, Ю.С. Капранов, С.В. Перминов // Лесной Вестник, 2010. № 7. С. 108-119.
6. **Зуев Д.М.** Sibcube проект студенческого космического аппарата СИБГАУ класса Cubesat / Д.М. Зуев, А.Г. Пятков, П.В. Мовчан, Д.В. Смирнов, А.С. Костюков // Сибирский журнал науки и технологий. Вестник СибГАУ, 2010. № 4(56). С. 160-166.
7. <https://en.ppt-online.org/130996>

A.D.Sokolova (Samara Municipal Budgetary Institution of Supplementary Education Center for Children's Creativity).
Method of protection of the CUBESAT device against radiation.

Abstract. The option of protection of the case and equipment of the CubeSat spacecraft against radiation by means of creation of magnetic field is presented in article. Magnetic field is created by means of the coils with current located on outer side of the satellite. Mathematical modeling of trajectories of the movement of charged particles in magnetic field is carried out. The modeling results show the efficiency of the magnetic field in deflecting ionizing radiation from CubeSat satellite.

УДК 621.396.721

М. С. МАЛЫХ, А. Г. ЧЕРНЯЕВ
(МБУ ДО "Центр детского творчества "Металлург", г.о. Самара)

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ АНТЕННЫ НА ОБЪЕКТ ПО ЗАДАНЫМ КООРДИНАТАМ

Целью работы является создание системы наведения антенны на объект по заданным координатам. Была разработана конструкция и реализовано управление системой. Результаты работы могут быть использованы при создании станции приема данных от атмосферных и космических аппаратов.

Введение. Для космических и атмосферных аппаратов необходима станция, находящаяся на Земле и выполняющая следующие функции: получение и отправка данных на космический аппарат или атмосферный зонд [1–4], анализ и отображение полученной информации [5].

В случае использования в составе наземной станции ненаправленных антенн, принимающих сигналы со всех сторон, существенно снижается дальность сигнала, что не позволяет реализовать связь с аппаратами, находящимися в атмосфере или в космосе. Для обеспечения требуемой дальности необходимо использовать направленную антенну, которая, в свою очередь, требует наведения на цель. Для этого на станцию передаются координаты объекта (склонение и прямое восхождение), с использованием которых система наведения станции автоматически разворачивает антенну в заданном направлении. В работе предложена конструкция системы наведения антенны и реализовано управление указанной системой.

Разработка конструкции системы наведения антенны. Была создана 3D-модель системы наведения антенны (рисунок 1). Конструкция разрабатываемой системы представляет собой треногу (с опционально изменяемыми по высоте опорами), на которой находится платформа для электроники и крепление для антенны. В состав системы также входят два шаговых двигателя, реализующих поворот антенны в двух плоскостях.



Рис 1. Модель системы наведения антенны (без шаговых двигателей)

Управление системой наведения антенны. Структурная организация системы наведения антенны на объект по заданным координатам приведена на рисунке 2 (на схеме цифрами обозначено количество выводов в том или ином соединении).

Для наведения антенны на объект по заданным координатам необходимо подать управляющее воздействие на шаговые двигатели (BISTEPER). Управление осуществляется микроконтроллером (MCU), который включает и отключает обмотки двигателей (контакты ENABLE) и на основе полученной информации о координатах объекта подает стробирующие импульсы (контакты CLOCK драйверов L297), приводящие двигатели в движение в требуемых направлениях, задаваемых с помощью контактов CW/CCW.

Научный руководитель: аспирант Кумарин А.А.

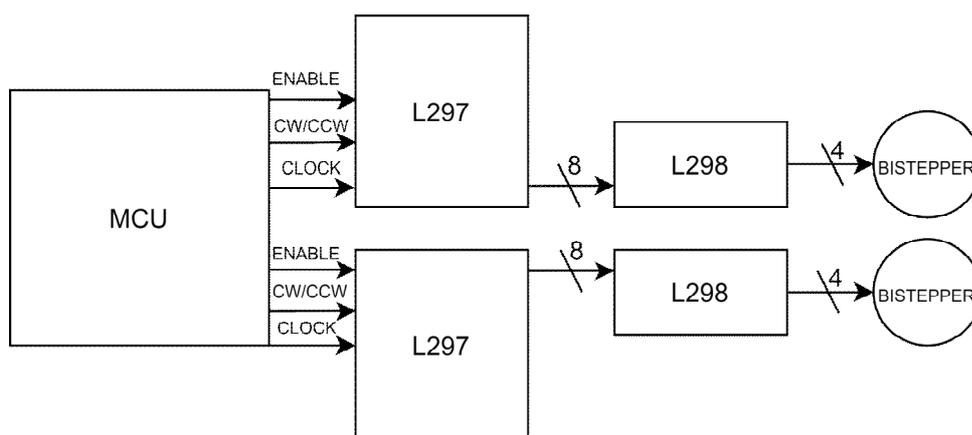


Рис. 2. Структурная организация аппаратной части системы наведения антенны

Микроконтроллер не может напрямую подключаться к шаговому двигателю, так как для работы двигателя требуется большая мощность, чем та, которую может вырабатывать микроконтроллер. В связи с этим подключение двигателей к микроконтроллеру осуществляется посредством двух драйверов: L297 и L298. При прямом подключении шагового двигателя к логическому драйверу L297 в схеме будет ток больший, чем тот, который может выдержать драйвер, а при отсутствии драйвера L297 потребуются большее количество выводов микроконтроллера и более сложные сигналы, что сделает процесс написания программного кода управления системой более трудоемким.

Для управления системой наведения антенны был написан программный код на языке C.

Заключение. Проработана система наведения антенны на объект по заданным координатам (разработана конструкция и реализовано управление системой). Полученные результаты могут быть использованы при создании прототипов систем наведения станций приема данных от космических аппаратов и атмосферных зондов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ягубян В.А., Ищанов А.В., Королихина Ю.О. Черняев А.Г., Кумарин А.А.** Электроника конструктора CanSat // Международная научная конференция " XV Королевские чтения", посвященная 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова тезисы докладов. 2019. С. 429.
2. **Ивлев С.Д., Селезнева Л.А., Ищанов А.В., Черняев А.Г., Кумарин А.А.** Конструкция зонда школьного чемпионата CanSat // Международная научная конференция " XV Королевские чтения", посвященная 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова тезисы докладов. 2019. С. 49.
3. **Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н.** Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat // Гироскопия и навигация. Том 26, № 3 (102), 2018. С.69-91
4. **Белоконов И.В., Тимбай И.А., Баринова Е.В.** Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // Гироскопия и навигация. Том 28. №1 (108), 2020. С. 81-100.
5. **Старостина Т.В., Ищанов А.В., Кумарин А.А.** Обработка и визуализация данных с устройств с помощью Matlab // Международная научная конференция " XV Королевские чтения", посвященная 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова тезисы докладов. 2019. С. 551.

M. S. Malykh, A. G. Cherniyayev (Samara Municipal Budgetary Institution of Supplementary Education Center for Children's Creativity). **Development of a guidance system using the object's coordinates**

Abstract. The paper is devoted to the development of an antenna's guidance system using coordinates of the object. The design of the guidance system and its control subsystem were developed. Results can be used for creating a data receiving station from space and atmospheric vehicles.

УДК 004.67

Е. М. КОМОРНИКОВ, А. С. МАЛЮКОВ, С. Н. ДУБСКИХ, А. Г. ЧЕРНЯЕВ
(МБУ ДО «Центр детского творчества «Металлург», г.о. Самара)

ОБРАБОТКА СТРОК ПРОТОКОЛА NMEA ПОСРЕДСТВОМ МИКРОКОНТРОЛЛЕРА

Разработан алгоритм сжатия строк протокола NMEA, принимаемых от модуля спутниковой навигации. С помощью компьютерного моделирования подтверждена работоспособность представленного алгоритма. Предложенный алгоритм может быть применен при решении задач навигации с использованием встраиваемых систем, обладающих ограниченными ресурсами, в частности в рамках реализации проекта IRBIT-1 CanSat.

Введение. В настоящее время модули спутниковой навигации используются для определения местоположения (географических координат) наземных, водных и воздушных объектов, а также низкоорбитальных космических аппаратов. Спутниковые навигационные системы (СНС) также позволяют получить скорости и направления движения приемника сигнала, точное время и другие навигационные параметры [1-3]. Интерфейс обмена данными большинства портативных приемников СНС реализован в соответствии с протоколом NMEA (англ. National Marine Electronics Association). Строки протокола NMEA содержат полные навигационные измерения приемника СНС. При передаче этой информации по радиоканалу потребителям возникает задача уменьшения размера данных с сохранением информации. Например, такая ситуация типична при разработке пикоспутников на основе спецификации CanSat [4]. Для сжатия данных могут быть использованы универсальные алгоритмы, такие как LZ77 или алгоритм Хаффмана [5]. Однако универсальные алгоритмы не наглядны, что уменьшает вероятность успешного восстановления информации при приеме неполного объема данных. Кроме того, универсальные алгоритмы излишне сложны для использования во встраиваемой системе с постоянной отправкой малого (десятки байт) объема данных без их накопления, особенно если такая система разработана на основе микроконтроллера. В работе предложен лишенный указанных недостатков алгоритм, подходящий для использования во встраиваемых системах.

Алгоритм обработки строк протокола NMEA. Все NMEA сообщения состоят из последовательных строк данных. Каждое отдельное сообщение не зависит от других и является полностью завершенным. Строки протокола NMEA закодированы с помощью таблицы ASCII (англ. American standard code for information interchange).

Предлагаемый алгоритм основан на преобразовании текстовой строки в число. Поясним принцип работы алгоритма на примерах. Дана строка, закодированная с помощью ASCII, "116" (объем данных 3 байта); алгоритм преобразует её в байт, а именно в 0x74, что тождественно равно 116. Алгоритм работает иначе для дробных чисел: дробная часть инвертируется (например, строка "10.0018" в "10.8100"), что позволяет при восстановлении данных сохранить порядок дробной части (для этого необходимо обратно инвертировать дробную часть); количество исходных данных равно 7 байт, после работы алгоритма размер данных сокращается до 4 байт (строка "10.8100" преобразовывается в 0xA, 0x2E (кодирует точку) и 0x1FA4).

Для тестирования алгоритма в среде моделирования была составлена схема, представленная на рисунке 1. На схеме расположен микроконтроллер U1 (с выводами PA0-PA15), к которому подключены модуль спутниковой навигации (GNSS MODULE) по интерфейсу UART (через вывод RX осуществляется передача сообщений от модуля спутниковой навигации, а с помощью вывода TX может быть выполнена настройка модуля), и терминал, используемый для отображения обработанных строк, поступающих через вывод RXD.

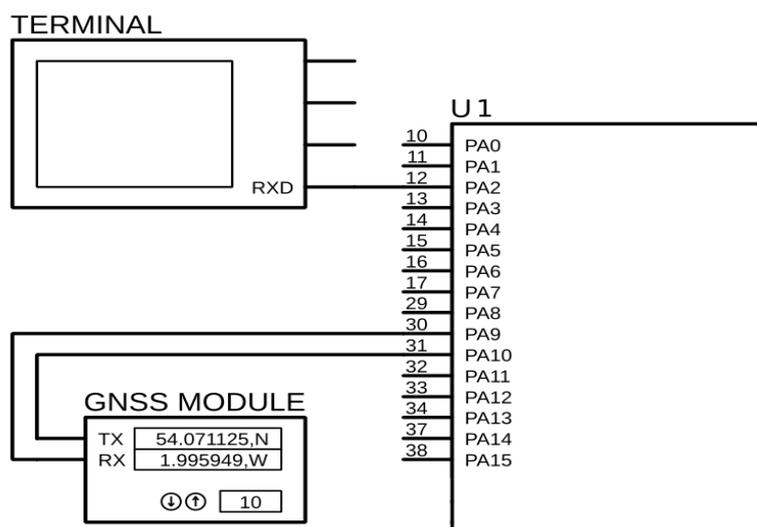


Рис. 1. Схема моделирования

Алгоритм был реализован на языке программирования С и протестирован в программе моделирования Proteus. В результате подтверждена работоспособность предложенной идеи.

Заключение. Создан алгоритм сжатия строк протокола NMEA, подходящий для использования во встраиваемых системах, в частности разработанных на основе микроконтроллера. Представленный алгоритм прост в реализации, и в случае потери какой-либо части данных высока вероятность успешного восстановления информации оператором. При помощи моделирования подтверждена работоспособность предложенного алгоритма. Результаты работы будут использованы в проекте IRBIT-1 CanSat.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зализнюк А.Н., Карутин С.Н., Митрикас В.В., Скакун И.О. Высокоточное навигационное обеспечение космических геодезических комплексов с помощью системы ГЛОНАСС // Гироскопия и навигация. Том 27. № 3 (106). 2019. С. 18-30.
2. Ван С., Ту Ж., Хань Ц., Чжан Ж., Фань Л. Сравнительный анализ трех методов определения скорости по данным GPS // Гироскопия и навигация. Том 28. №2 (109). 2020. С. 54-69.
3. Шмидт Дж. Т. Эксплуатация навигационных систем на основе GPS в сложных условиях окружающей среды // Гироскопия и навигация. Том 27. № 1 (104). 2019. С. 3-21.
4. Ивлев С.Д., Селезнёва Л.А., Ищанов А.В., Черняев А.Г., Кумарин А.А. Конструкция зонда школьного чемпионата CANSAT. В книге: Международная молодежная научная конференция «XV Королевские чтения», посвященная 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова. Тезисы докладов. Самара, 2019. С. 49.
5. Ватолин Д., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. - М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2002. - 384 с.

E. M. Komornikov, A. S. Malyukov, S. N. Dubskikh, A.G. Cherniaev (Samara Municipal Budgetary Institution of Supplementary Education Center for Children's Creativity) **NMEA messages parsing using microcontroller**

Abstract. This is NMEA specification messages parsing algorithm. NMEA specification messages are received from a Global Navigation Satellite System module. The performance of the presented algorithm has been confirmed using computer simulation. The proposed algorithm can be applied to solving navigation problems in embedded systems with limited resources, in particular, within the project IRBIT-1 CanSat.

УДК 681.51

С.А. ДЕРНОВ, А.В. КИРИЛЛОВ, Д.П. ИВАНОВИЧ
(ГБУ ДО ЦДЮОТТ Московского района, Санкт-Петербург)

АВТОНОМНАЯ САДОВАЯ ФЕРМА С ПОДДЕРЖКОЙ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ ЧЕРЕЗ СЕТЬ INTERNET

Получение свежих, экологически чистых и полезных овощей, фруктов, зелени – одна из основных потребностей людей, ведущих здоровый образ жизни. Для этих целей повсеместно стали разрабатываться проекты «умных теплиц», предназначенных для использования не только в промышленных масштабах в агрохолдингах, но и на дачных участках.

Настоящая работа посвящена созданию автоматизированной садовой фермы, позволяющей реализовать процесс выращивания агрокультур при минимальном использовании ручного труда. Разрабатываемая садовая ферма может быть использована для выращивания свежей зелени и некрупных видов овощных культур в домашних условиях.

Основными функциями создаваемой садовой фермы являются:

- обеспечение оптимальных условий выращивания растений (температуры, влажности почвы и воздуха, освещенности);
- осуществление дистанционного управления фермой (включая информирование пользователя о состоянии посевов) при помощи смартфона через сеть Internet.

В рамках работы разработана конструкция садовой фермы, смоделированы и распечатаны на 3D принтере необходимые конструктивные элементы. Реализованы настраиваемая система полива и система управления, обеспечивающая как автономное функционирование фермы, так и прямое управление пользователем. В настоящий момент производится апробирование систем фермы и их доработка.

УДК 681.51

С.А. ДЕРНОВ, Г.Н. ОВЧИННИКОВ, Е.С. СКУРИХИН, М.А. ТАНАСИЙ, А.В. КИРИЛЛОВ, Д.П. ИВАНОВИЧ
(ГБУ ДО ЦДИУТТ Московского района, Санкт-Петербург)**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ФИЛЬТРАЦИИ СИГНАЛА
БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАТЧИКА ВЫСОТЫ***В работе проводится сравнительный анализ четырех различных методов фильтрации реальных летных данных барометрического датчика высоты.*

Введение. При работе с различными датчиками часто возникает проблема с шумом, когда к полезному сигналу добавляются беспорядочные колебания различной природы. Для приближения измерений датчика к полезному сигналу применяют сглаживание с использованием методов программной фильтрации.

Настоящая работы посвящена исследованию методов фильтрации летных данных барометрического датчика высоты, установленного в модели ракеты-носителя (РН), запуск которой осуществлялся в рамках проекта «Воздушно-инженерная школа» в 2020 году.

Методы фильтрации. В работе рассматриваются следующие типы фильтров: среднее арифметическое с однократной и со скользящей выборками, медиана с однократной и со скользящей выборками.

Наиболее простой сглаживающий фильтр основан на определении среднего арифметического с использование выражения [1]:

$$x_c = A(x_1, x_2, \dots, x_k) = \frac{x_1 + x_2 + \dots + x_k}{k}, \quad (1)$$

где $A(x_1, x_2, \dots, x_k)$ – среднее арифметическое выборки; x_1, x_2, \dots, x_k – измерения; k – количество измерений.

В случае использования медианы (структурного среднего) выборка сортируется в порядке возрастания входящих в нее измерений. Значение измерения, находящегося в середине полученного упорядоченного ряда, и является медианой [2]:

$$x_m = M(x_1, x_2, \dots, x_k) = x_{k/2}, \quad (2)$$

где $M(x_1, x_2, \dots, x_k)$ – медиана выборки.

При использовании фильтрации по среднему арифметическому и медиане параметрами, влияющими на степень сглаживания, являются объем и вид выборки [2]. Она может быть однократной (выборка формируется после каждых n измерений) или скользящей (выборка из n измерений формируется при каждом новом измерении с использованием буфера размерности n). На рисунке 1 представлен процесс заполнения буфера. Когда количество измерений превышает размерность буфера, происходит сдвиг измерений в буфере на единицу влево, тем самым освобождается последний n индекс буфера, куда и записывается новое измерение датчика.



Рис. 1. Процесс заполнения буфера

Сравнительный анализ методов фильтрации. Для проведения сравнительного анализа были использованы летные данные барометрического датчика высоты ВМР180, полученные во время запуска модели РН 06.10.2020. Фильтрация результатов измерений производилась с помощью программы, написанной в среде Java. На рисунке 2 представлены отфильтрованные с помощью приведенных выше методов сигналы датчика.

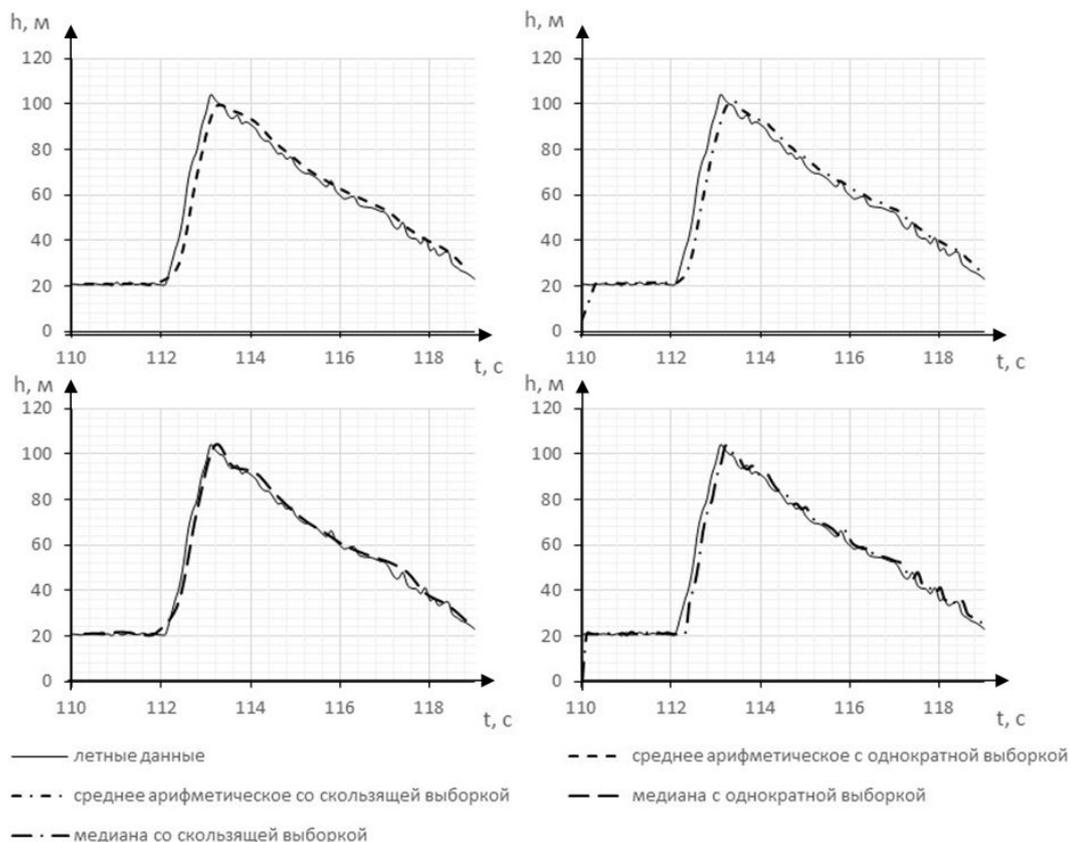


Рис. 2. Результаты измерений датчика высоты, обработанные различными фильтрами при выборке $n = 5$

По представленным на рисунке 2 результатам видно, что по сравнению со средним арифметическим методом медианой фильтрации позволяет получить более приближенный к исходным данным график. Также следует отметить, что скользящая выборка обеспечивает более близкий к исходным данным результат, но в отличие от однократной выборки ей присуща высокая инерционность (на рисунке 2 это видно на околонулевых участках, на которых результаты после фильтрации существенно отличаются от исходных данных).

Заключение. Проведен сравнительный анализ методов фильтрации летных данных барометрического датчика высоты, установленного в модели РН. Результаты исследования позволяют сделать вывод о том, что выбор того или иного типа фильтра зависит от динамики исследуемого сигнала.

Отметим, что медианный фильтр и скользящая выборка позволяют получить более близкий к исходным данным результат. При этом скользящей выборке присуща высокая инерционность, что особенно сказывается при обработке начальных участков измерений. Однако благодаря предстартовой подготовке модели РН фильтры со скользящей выборкой успевают выйти в «рабочий режим» (происходит заполнение буфера) непосредственно до старта РН.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Мироновский Л.А., Слаев В.А.** Алгоритмы оценивания результата трех измерений. СПб.: Профессионал, 2010. 192 с.
2. **Гаскаров Д.В., Шаповалова В.И.** Малая выборка. М.: Статистика, 1978. 248 с.

G.N. Ovchinnikov, E.S. Skurikhin, M.A. Tanasy, S.A. Dernov, A.V. Kirillov, D.P. Ivanovich (State Budgetary Institution of Further Education Center for Children and Youth Technical Creativity of the Moscow region of St. Petersburg). **The methods of the noise-contaminated signal filtering and their comparison**

Abstract. This paper analyzes the filtering of the noise-contaminated signal of real flight data of the altitude pressure sensor using four different filters.

▪ ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ▪

УДК 681.51

К. А. ДЯТЛОВ, К.С. АМЕЛИН
(Санкт-Петербургский государственный университет)

**СИМУЛЯТОР ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ
ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Для мультикоптеров актуальной является проблема тестирования новых алгоритмов управления. Предлагается методика построения симулятора для тестирования системы управления мультикоптера с автономной системой навигации, основанной на визуальной одометрии.

Введение. В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БПЛА) всё более широко используются для решения задач управления и мониторинга [1]. На сегодняшний день большая часть беспилотных аппаратов управляется непосредственно человеком. Существующие системы автопилотирования в подавляющем большинстве случаев используют для навигации и геолокации спутниковую навигационную систему GPS (Global Positioning System). Зачастую этого достаточно для полета в заданное место назначения и выполнения поставленной задачи. Однако такое решение не подходит для задач управления полетом БПЛА в помещениях сложной пространственной конфигурации (шахты, тоннели, пещеры и т. д.), в лесу и на пересеченной местности, где получение сигнала GPS-спутников затруднено препятствиями. В данном случае целесообразно будет использовать ориентирование с помощью дополнительных датчиков технического зрения, установленных на БПЛА. Однако, возникает проблема: при разработке алгоритма ориентирования в пространстве по камере необходимо проведение большого числа тестов в реальных помещениях с использованием реального беспилотника. Каждое неправильное срабатывание алгоритма может привести к повреждениям или полной поломке устройства. Эту проблему можно решить созданием виртуальной модели физического летательного аппарата и исследованием его поведения в различных условиях, близких к реальному.

Предлагаемый доклад посвящен методике построения симулятора, позволяющей реализовать модель системы управления квадрокоптера на основе визуальной одометрии. Из всего многообразия беспилотников в нашем случае был исследован наиболее распространенный вид БПЛА – квадрокоптер, так как он сочетает в себе маневренность, компактность, простоту управления и доступность рядовому потребителю.

Требования к симулятору. Управление квадрокоптером осуществляется либо дистанционно человеком при помощи пульта управления, либо автономно на основе данных навигационной системы. Система автопилота может быть расположена как на борту квадрокоптера, так и на земной станции, использующей переданные изображения с камеры беспилотника для вычисления текущих координат и построения оптимального маршрута полета в реальном времени. Предлагаемый симулятор должен обеспечивать возможность тестирования всех трех видов систем управления и возможность установки на бортовой компьютер БПЛА с невысокими вычислительными ресурсами. Кроме того, в реализации симулятора дифференциальные уравнения, описывающие физику полета квадрокоптера, должны быть легко доступны для понимания, изменения и оптимизации.

Таким образом, в ходе настоящего исследования были сформулированы обобщенные требования к прототипу симулятора квадрокоптера:

Научный руководитель: к.ф.-м.н, профессор кафедры Кияев В.И.

- невысокий порог вхождения для понимания принципов реализации физики полёта квадрокоптера;
- возможность моделирования физики полёта квадрокоптера;
- возможность изменять любые уравнения и параметры физики в реализации полёта;
- невысокая требовательность к ресурсам вычислительной машины;
- возможность реализации визуализации физической модели и окружения.

Результаты и детали реализации. В ходе исследования были рассмотрены существующие решения для похожих задач: Microsoft AirSim, Unity3D, Webots. Приведенные решения оказались чрезмерно требовательными к вычислительным ресурсам, либо не позволяли изменять уравнения физики виртуальных объектов, поэтому было принято решение реализовать симулятор на основе библиотеки ReactPhysics 3D, отвечающей всем перечисленным выше требованиям.

Для описания ориентации квадрокоптера в пространстве был использован способ, основой которого служат кватернионы [2], так как традиционный способ с использованием матриц поворота для этих целей влечет за собой ряд недостатков [3,4].

Для решения проблемы стабилизации положения квадрокоптера в пространстве в системе управления используется ряд пропорционально интегрально-дифференцирующих (ПИД) регуляторов [5]. Необходимость их применения мотивировано следующими причинами:

- двигатели реального квадрокоптера не являются полностью идентичными по выдаваемой мощности;
- наличие у любого физического тела инерции;
- неоднородность окружающей среды: порывы ветра, выпадение осадков, наличие различных непредусмотренных препятствий.

При помощи графического фреймворка OpenGL были реализованы сцена и пользовательский интерфейс, предоставляющие пользователю возможности:

- запускать симулятор в реальном времени;
- выполнять пересчет динамики объектов покaдрово;
- ставить симулятор на паузу и возобновлять его;
- выполнить перезапуск всей симуляции с исходными данными.

Также возможно включение/отключение влияния гравитации и изменение частоты пересчета физических уравнений модели.

В реализованном симуляторе есть возможность настройки следующих параметров физической модели для тестирования систем автономной навигации:

- массы двигателей и центрального модуля;
- размеры несущей рамы и винтов квадрокоптера;
- значения коэффициентов ПИД-регуляторов;
- величины коэффициентов тяги двигателей и вращательных моментов винтов;
- настройка масштабирующих функций управляющих сигналов.

Заключение. Таким образом, на основе выполненного исследования были выбраны наиболее подходящие инструменты для реализации симуляции и разработан прототип симулятора квадрокоптера, позволяющий использовать тестирование автономной навигационной системы на основе визуальной одометрии как при полёте дрона в реальном мире, так и в симуляции в сгенерированном под нужды конкретной задачи окружении. Построенный симулятор позволяет при необходимости добавлять в модель полёта квадрокоптера различные внешние возмущения, что делает возможным моделировать и исследовать его поведение в сложных пространственных конфигурациях. Такая расширенная функциональность с набором различных физических датчиков, установленных на квадрокоптер, позволит использовать симулятор для эффективного тестирования систем ориентирования в условиях, где системы GPS практически не применимы.

Работа выполнена в рамках проекта «Искусственный интеллект и наука о данных: теория, технология, отраслевые и междисциплинарные исследования и приложения» по государственному заданию СПбГУ».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Амелин К. С., Амелина Н.О., Граничин О. Н., В. И. Княев.** Разработка приложений для мобильных интеллектуальных систем на платформе Intel Atom (монография). Санкт-Петербург: ВВМ, 2012. 211 с.
2. **Jack CK Chou.** Quaternion kinematic and dynamic differential equations // IEEE Transactions on robotics and automation – 1992. – Vol.8, no. 1. – pp. 53-64.
3. **James Diebel.** Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors // Matrix. 2006. Vol. 58, no. 15–16. pp. 1–35.
4. **Mitchell EEL, Rogers AE.** Quaternion parameters in the simulation of a spinning rigid body // Simulation. 1965. Vol.4, no. 6. pp. 390–396.
5. **Жмудь В.А., Заворин А.Н., О.Д. Ядрышников.** Неаналитические методы расчета ПИД-регуляторов: учебное пособие // Изд-во НГТУ. 2013.

K.A.Diatlov, K.S.Amelin (SPbSU, St. Petersburg) Simulator for testing the autonomous navigation system for an unmanned aerial vehicle

Abstract. For unmanned aerial vehicles (UAVs), research is increasingly being conducted on the use of autonomous navigation systems as an auxiliary or primary positioning system. In particular, new control algorithms testing problem is highly relevant for multicopters. This report discusses the methodology for developing a simulator for testing control system of multicopter with an autonomous navigation system.

УДК 629.7.05

Д. И. ПОПОВА, К. В. МАЛЫНКИН
(АО НПО «Мобильные Информационные Системы», Москва)

ПОСАДКА ВЕРТОЛЁТА НА НЕПОДГОТОВЛЕННУЮ ПЛОЩАДКУ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАЗЕРНОГО СКАНЕРА

Описана система поддержки экипажа на базе технологий лазерного сканирования, обеспечивающая улучшение ситуационной осведомлённости и повышение безопасности при выполнении посадки в условиях недостаточной видимости.

Введение. Посадка вертолёт на неподготовленную площадку – один из самых сложных элементов пилотирования, сопряженный с повышенным риском. Одной из ключевых проблем при посадке на неподготовленные площадки является недостаточная видимость, под которой понимается слабая или нулевая оптическая видимость за кабиной обстановки. Причинами плохой видимости могут быть неблагоприятные метеорологические условия, слабая освещённость, вихрь твёрдых частиц от винта вертолёт, и другие факторы. Технологические решения проблемы обеспечения безопасной посадки в данных условиях находятся на различных этапах проработки, однако готового коммерческого решения для массового производства и использования пока нет.

Предлагаемая работа посвящена одному из возможных подходов для решения описанной проблемы, основанному на использовании лазерно-локационного метода дистанционного зондирования земли, и его программной реализации.

Лазерно-локационный метод зондирования поверхности земли. Настоящий метод основан на применении данных, полученных с использованием оборудования лазерного сканирования - лидара [1]. В процессе полёта лидар, установленный на вертолёт, сканирует местность лучом полупроводникового лазера, а в бортовом накопителе регистрируется информация о точках лазерного отражения (ТЛО). В результате одного или нескольких пролётов над зоной интереса формируется массив ТЛО, достаточный для определения наиболее подходящего места для посадки, а также определения возможных препятствий для её выполнения. Применение технологий лазерного сканирования в бортовых системах поддержки могут значительно повысить безопасность при выполнении посадки [2].

Методика посадки. Согласно методике выполнения посадки на площадку ограниченного размера с подбором с воздуха предусматривается три «прохода»: первый – визуальная оценка, второй – «полузаход», третий – заход на посадку, висение над точкой и посадка [3]. Предполагается, что бортовая система поддержки экипажа в ходе первых двух проходов задействуется в режиме накопления и предварительной обработки данных ТЛО. На третьем проходе данные визуализируются экипажу на средствах отображения совместно с априорной информацией о рельефе земной поверхности и объективном составе местности (ОСМ) [4]. При использовании ранее накопленных (загруженных) данных система сразу может работать в режиме визуализации.

Разрабатываемую систему можно условно разделить на два модуля: модуль накопления, обработки и регистрации данных в бортовом накопителе и модуль визуализации и информирования экипажа о за кабиной обстановке.

Модуль накопления и обработки. Основные функции модуля накопления и обработки – фильтрация «зашумлённых» точек, прореживание получаемого облака точек, удаление избыточной информации. В зависимости от модели лидара может потребоваться также приведение информации о ТЛО к некоторой системе координат, используемой на вертолёт, с целью совместного использования данных о ТЛО с другими пространственными данными, которые могут потребоваться экипажу во время полёта.

Модуль визуализации и информирования. Данный модуль выполняет визуализацию полученных и обработанных данных совместно с ранее загруженной информацией о рельефе [4]. В качестве подложки предлагается использовать матрицу высот с уровнем детализации,

выбираемым в зависимости от требуемой точности представления информации и доступных вычислительных ресурсов.

Визуализация может выполняться в различных режимах, представленных на рис. 1: трёхмерная сцена (вид из кабины), двумерное изображение, проекция ТЛЮ в разрезе.

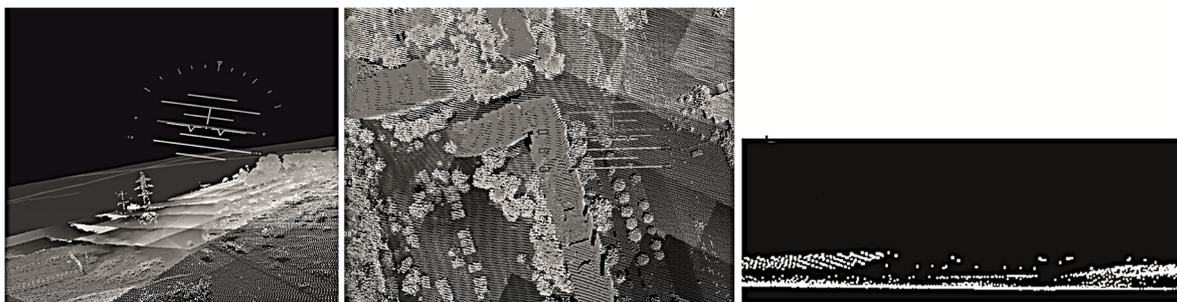


Рис. 1. Режимы визуализации ТЛЮ: синтезированная трёхмерная сцена (слева), двумерное изображение (в центре), «разрез» (справа).

Предусмотрены также различные цветовые режимы отображаемых точек: по высоте точки над поверхностью, в зависимости от текущей высоты полёта, по параметрам интенсивности, по результатам классификации.

Подстилающая поверхность может быть изображена в виде триангуляционной сетки или заполненных примитивов. Для выполнения посадки наиболее актуален режим «подсветки» перепадов и неровностей (рис. 2).

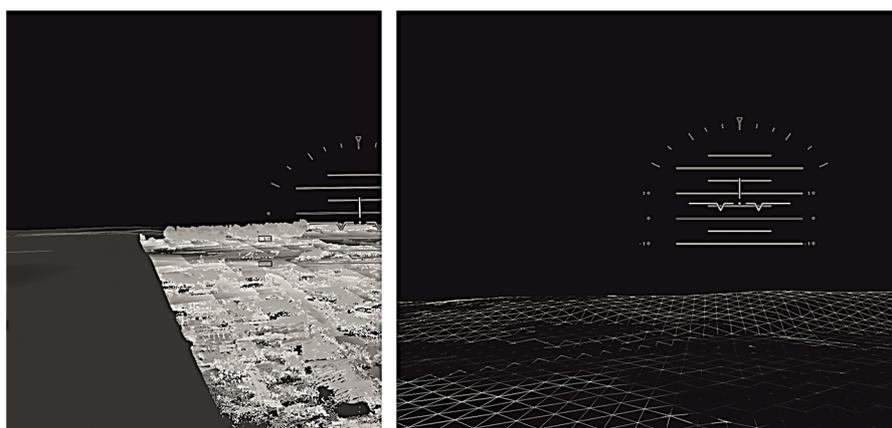


Рис. 2. Отображение рельефа: отмывка¹ (слева), триангуляционная сетка с подсветкой перепадов высот (справа).

В качестве дополнительной информации для экипажа рассматривается возможность визуализации ОСМ в виде трёхмерных условных знаков. Для некоторых видов объектов, например, зданий и сооружений, могут быть применены алгоритмы текстурирования.

С целью облегчения визуального восприятия, предусматривается включение/отключение визуализации различных «слоёв» данных: ТЛЮ, данные рельефа, ОСМ. Алгоритмы классификации делают возможным также управление визуализацией точек определённого класса, например, относящиеся к земной поверхности.

Заключение. Описана система поддержки экипажа при выполнении посадки в условиях недостаточной видимости на базе технологий лазерного сканирования. С использованием предложенной системы возможно выполнение и других сложных элементов пилотирования, таких как полёт на предельно малых высотах.

¹ Отмывка – способ изображения рельефа местности методом теневой пластики в зависимости от освещения, высоты рельефа в точке и цветовой раскраски

Дальнейшие исследования в рамках описанной в работе тематики предполагается направить на разработку алгоритмов анализа облаков ТЛЮ для выделения ограничительных поверхностей с целью автоматического определения площадок, пригодных для посадки. Представляется перспективным применение описанного подхода при реализации посадки как вертолётов, так и автономных беспилотных летательных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Harrington W., Savage J.C., McKinley R.A., Braddom S., Szoboszlay Z.P., Burns H.N.** 3D-LZ Brownout Landing Solution // American Helicopter Society 66th Annual Forum, Phoenix, AZ, May 2010, DOI: 10.13140/2.1.3831.8725
2. **Szoboszlay Z.P., Fujizawa B.T., Ott C.R., Savage J.C., Goodrich S.M., McKinley R.A., Soukup J.R.** 3D-LZ Flight Test of 2013: Landing an EH-60L Helicopter in a Brownout Degraded Visual Environment // American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montréal, Québec, Canada, May 2014.
3. **Мальнкин К.В., Попова Д.И.** Посадка на площадку ограниченного размера с подбором с воздуха по данным лазерного сканирования // Сборник тезисов докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», г. Москва, ГосНИИАС, 2020г. С. 186 – 187.
4. **Павлов Н.В.** Вертолётные системы для пилотирования в условиях ограниченной видимости / Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, Научно-техническая информация, 2018 №11.
5. **McKinley R.A.** Sensor-Based Technology for Rotary Wing Aircraft in Low Visibility Environment // North Atlantic Treaty Organization – Science and Technology Organization, Publication EN-FHM-265-04 6/13/2017.

Popova D.I., Malynkin K.V. (JSC SPA «Mobile Information Systems», Moscow) **Landing a helicopter in an unprepared landing area using an airborne laser scanner.**

Abstract. Landing a helicopter in an unprepared landing area involves a high risk of an aviation accident. The aircrew decision support system, described in the paper, is based on laser scanning technology and provides for improved situation awareness and safety during a landing in low visibility conditions.

УДК 681.51

Д.А. ВОЛКОВ

(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

КРИТЕРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОФИЛЯ ПОЛЁТА СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ МОДЕЛИ

Приведены анализ эффективности оптимизации профиля полета при использовании различных оптимизационных критериев на характерных участках полёта летательного аппарата и выводы об особенностях их применения в обособленном варианте или в совокупности.

Введение. Произошедший кризис, вызванный ухудшением эпидемиологической обстановки, наложил существенный отпечаток на работу авиакомпаний, сдвинув баланс деятельности в сторону повышения экономичности производимых полётов летательных аппаратов (ЛА).

Особую роль заняли коммерческие транспортировки и среднемагистральные авиаперелёты ввиду того, что на большей протяженности полёта можно добиться большей экономии за счёт применения методов оптимизации, основанных на физических принципах, таких как эшелонирование [1]. Рассматривая ситуацию в отечественном авиасообщении, можно также включить в список наиболее экономически значимых трансполярные авиаперелёты, которые производятся с целью коммерческого и грузового сообщения [2].

Экономичность полётов обеспечивается при решении топливно-временной задачи с применением алгоритмов оптимизации, базирующихся на использовании оптимизационных критериев, которые перестраивают высотно-скоростной профиль ЛА на характерных участках полёта.

За последнее время произошли существенные видоизменения процессов алгоритмической оптимизации, вызванные прежде всего внедрением алгоритмов на основе искусственного интеллекта и бионических принципов, что позволило избавиться от типовых недостатков при построении оптимальных траекторий, а также дало возможность реализации многокритериальной оптимизации профиля с динамическим пересчётом параметров оптимизационной модели [3].

Однако, для построения наиболее качественного алгоритма оптимизации требуется проведение анализа эффективности применения различных критериев в обособленном варианте или в совокупности, применительно к разным участкам полёта и полётным условиям.

Предлагаемый доклад посвящен проведению анализа эффективности оптимизации профиля полета ЛА, а также описанию особенностей применения оптимизационных критериев на различных участках полёта и при различных полётных условиях.

Анализ критериев оптимизации. Задачами доклада являются анализ эффективности и структурирование критериев, применяемых при оптимизации профиля полёта. Эффективность каждого оптимизационного критерия рассматривается как в отдельности, так и в варианте совместного применения.

Структурирование производится по типовым участкам полёта (участок взлета/набора высоты, участок маршрутного движения, участок снижения), исходя из наибольшей выгоды в стоимостном выражении, представляющем собой произведение дальности полета, расхода топлива, стоимости топлива и эксплуатационных затрат, при применении одного или нескольких критериев оптимизации.

Рассматриваемые критерии оптимизации. Анализ производится для критериев, указанных в таб. 1.

Критерии оптимального набора высоты и оптимального снижения задают скорость изменения высоты и итоговую высоту полета ЛА с учетом влияния атмосферных условий в различных климатических зонах.

Критерии минимального расхода топлива и максимальной маршрутной дальности, как следует из их названий, оптимизируют расход топлива и маршрутную дальность без учета экономических факторов (стоимости топлива, эксплуатационных затрат, продолжительности полета).

Для учета экономических факторов использовался экономический критерий, оптимизирующий полную стоимость полета ЛА с учетом стоимости и расхода топлива, времени полета, эксплуатационных расходов и маршрутной дальности.

Т а б л и ц а 1

Критерии оптимизации для различных участков полета		
Участок взлёта/набора высоты	Участок маршрутного движения	Участок снижения
Оптимальный набор высоты	-	Оптимальное снижение
Минимальный расход топлива		-
Максимальная маршрутная дальность		
Экономический критерий		
Совокупность критериев		

Методика анализа. Основным критерием анализа является достижение максимальной экономичности расхода топлива при соблюдении ограничений на всём протяжении полёта [4]. Анализ производился с использованием моделирования при применении набора данных, полученных с помощью ресурса [5].

Результаты анализа. Проведенный анализ показал следующие результаты:

- при использовании на участках взлета/набора высоты и маршрутного движения критерия максимальной маршрутной дальности наблюдается максимальная скорость набора высоты, которая приводит к перерасходу топлива при наборе высоты;
- при использовании критериев минимального расхода топлива и оптимального набора высоты достигается средний расход топлива, однако, критерий оптимального набора высоты позволяет учитывать влияние атмосферных условий, что существенно снижает расход топлива при осуществлении полёта в тропических или арктических климатических зонах, видоизменяя траекторию набора высоты;
- наибольшая экономия топлива на участке взлета/набора высоты достигается при использовании экономического критерия в совокупности с критерием оптимального набора высоты;
- наибольшая экономия топлива на участке маршрутного движения обеспечивается при оптимизации по экономическому критерию и минимальному расходу топлива;
- на участке снижения максимальная экономия топлива достигается при применении экономического критерия в совокупности с критерием оптимального снижения.

Заключение. Проведенный анализ показал эффективность применения критериев оптимизации профиля полета летательного аппарата по отдельности и в совокупном использовании для каждого характерного участка полёта, на основании чего сделан вывод о целесообразности их реализации на каждом отдельном этапе полёта и для всей протяженности маршрута.

Сделан вывод об особенностях применения оптимизационных критериев с учетом их последовательной реализации на типовых участках, показавший возможность комбинирования разных критериев с точки зрения влияния на совокупную оптимизацию для всего полёта.

Полученные результаты в дальнейшем будут использованы при разработке многокритериального алгоритма оптимизации профиля летательного аппарата с целью его улучшения.

Работа проводилась при поддержке гранта УМНИК 15302ГУ/2020.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Губарева Е.А., Мозжорина Т.Ю.** Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке крейсерского полета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2014. №12 (36). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/optimizatsiya-programmy-poleta-dozvukovogo-passazhirskogo-samoleta-na-uchastke-kreyserskogo-poleta> (дата обращения: 22.04.2021).

2. **Строков Д.Е., Киселев В.В., Кацура А.В.** Актуальность использования трансполярных воздушных трасс // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2013. №9. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/aktualnost-ispolzovaniya-transpolyarnyh-vozdushnyh-trass> (дата обращения: 22.04.2021).
3. **Бережной Д.А.** Многокритериальность в задаче оптимизации профиля полёта авиалайнера, Авиация и космонавтика - 2017. тезисы. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2017. С. 144-145.
4. **Григоров, П. Ю.** Применение концепции обратных задач динамики в задачах вертикальной навигации / П. Ю. Григоров, Н. В. Куланов // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2016. – № 3. – С. 130. – DOI 10.7868/S0002338816030094.
5. Международная открытая служба отслеживания полётных данных самолётов гражданской авиации. URL:www.flightradar24.com (дата обращения – 23.04.2021)

D.A.Volkov (Moscow Aviation Institute, Moscow). **Criteria for optimizing the flight profile of medium-hired aircraft in a multi-criterial model**

Abstract. The report is devoted to the analysis of the effectiveness of optimization criteria in the problem of multi-criteria optimization of the flight profile of medium-range aircraft. The report analyzes the effectiveness of optimization when using various optimization criteria in typical flight sections and concludes about the features of their application in a separate version or in aggregate.

УДК 004.021

А.В. БАННИКОВ, К.С. ЛЕЛЬКОВ
(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

НАВИГАЦИЯ РОБОТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА ДЕФЕКТОВ НАРУЖНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ЕГО СТОЯНКЕ

Предложен подход к формированию процесса скоординированного перемещения компонентов роботизированной системы мониторинга, состоящей из наземного колёсного робота и беспилотного летательного аппарата, при осуществлении процедуры мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке. Представлены результаты моделирования предложенного процесса скоординированного перемещения.

Введение. Техническое обслуживание коммерческих воздушных судов включает периодические проверки их технического состояния, в частности регулярный транзитный осмотр наружной поверхности. Транзитный осмотр осуществляется квалифицированным персоналом и занимает большой объем времени. На результаты этой процедуры существенно влияет человеческий фактор. Перспективным является использование для этой цели роботизированной системы мониторинга (РСМ), реализующей автоматизированный процесс транзитного осмотра наружной поверхности воздушного судна на предмет наличия дефектов на ней [1, 2]. РСМ состоит из наземной платформы, представляющей собой наземный колёсный робот (НКР), и воздушной платформы, выполненной в виде беспилотного летательного аппарата (БЛА). Платформы соединены между собой гибким управляемым по длине тросом. При реализации процедуры мониторинга воздушного судна осуществляется навигация РСМ – скоординированное управляемое перемещение её компонентов по предварительно определённым пространственно-временным траекториям. Целью работы является изложение подхода к формированию процесса скоординированного перемещения компонентов РСМ, включающего определение необходимых траекторий перемещений компонентов РСМ и реализацию движения по этим траекториям.

Навигация РСМ. В начальный момент времени БЛА и НКР находятся в некоторой окрестности осматриваемого воздушного судна на его аэродромной стоянке, БЛА при этом закреплён на посадочной площадке НКР и трос полностью смотан. Предполагается, что маршрут движения РСМ в процессе мониторинга конкретного воздушного судна известен. Траектории движения компонентов РСМ предлагается формировать набором путевых точек, в каждой из которых осуществляется мониторинг основных узлов воздушного судна. Формирование траекторий осуществляется с использованием нормативной документации, регламентирующей процедуру транзитного осмотра воздушного судна [3]. При этом следует учитывать требования безопасности в части реализации допустимой зоны перемещения БЛА вблизи воздушного судна и ограничения на перемещение компонентов РСМ, накладываемые наличием гибкого троса, соединяющего БЛА и НКР. На рисунке 1 представлена разработанная траектория мониторинга наружной поверхности воздушного судна Airbus 320.

Для осуществления координированного движения компонентов РСМ по сформированным траекториям скорость полёта БЛА следует регулировать, уменьшая её пропорционально расстоянию до НКР. В начальной точке сформированных траекторий осуществляется взлёт БЛА с поса-

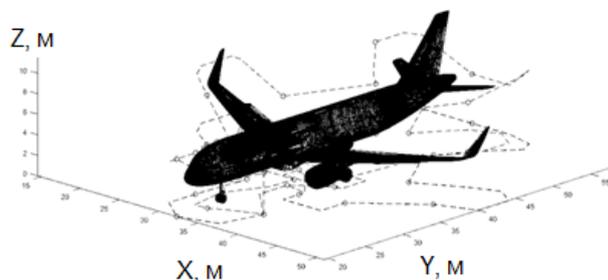


Рис. 1. Сформированные траектории движения БЛА и НКР при осуществлении мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна

Научный руководитель: к.т.н., доцент Черноморский А.И.

дочной площадки, установленной на НКР. Затем осуществляется движение по траекториям и мониторинг наружной поверхности воздушного судна видео аппаратурой, установленной на БЛА и НКР. После завершения мониторинга верхней части наружной поверхности воздушного судна БЛА совершает автоматическую посадку на НКР, который продолжает движение по своей траектории для завершения мониторинга нижней части наружной поверхности воздушного судна.

Математические модели. Для моделирования движения РСМ использованы математические модели НКР – трёхколёсной мобильной платформы и БЛА – квадрокоптера, полученные на основе результатов, изложенных в [4,5,6].

Математическая модель НКР:

$$\begin{cases} \dot{V}_{ugv} \left(2J_w (J_{zugv} + d^2 m_p) + J_{zugv} r^2 \left(m_w + \frac{1}{2} m_p \right) + d^2 m_p r^2 m_w \right) = (\tau_l + \tau_r) (J_{zugv} + d^2 m_p - r d m_p) r; \\ \ddot{\psi}_{ugv} \left(2J_d + J_{zugv} + \frac{2b_1^2}{r^2} J_w + 2b_1^2 m_w \right) = (\tau_r - \tau_l) \frac{b_1}{r}, \end{cases} \quad (1)$$

где V_{ugv} – скорость центра масс НКР; ψ_{ugv} – угол курса НКР; J_w, J_d – осевой и радиальный моменты инерции колеса НКР соответственно; J_{zugv} – момент инерции НКР вокруг центральной вертикальной оси; m_p – масса НКР; r – радиус колеса; m_w – масса колеса; d – высота центра масс НКР над подстилающей поверхностью; b_1 – расстояние между ведущими колёсами НКР; τ_l, τ_r – управляющие моменты на левом и правом колёсах соответственно.

Математическая модель БЛА:

$$\begin{cases} \dot{V}_{bx} = -g \sin \theta - 2(\omega_{by} V_{bz} - \omega_{bz} V_{by}) - c_x \frac{\rho V_{bx}^2}{2m} S_x; \\ \dot{V}_{by} = -g \cos \theta \cos \gamma - 2(\omega_{bz} V_{bx} - \omega_{bx} V_{bz}) - c_y \frac{\rho V_{by}^2}{2m} S_y + \frac{k}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2); \\ \dot{V}_{bz} = -g \cos \theta \sin \gamma - 2(\omega_{bx} V_{by} - \omega_{by} V_{bx}) - c_z \frac{\rho V_{bz}^2}{2m} S_z; \\ \dot{\omega}_{bx} = \omega_{by} \omega_{bz} \frac{J_y - J_z}{J_x} + \frac{l_b}{J_x} m_x \frac{\rho V_{bx}^2}{2m} S_x - \frac{kl}{J_x} (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) + \frac{J_r}{J_x} \omega_{bz} (\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4); \\ \dot{\omega}_{by} = \omega_{bx} \omega_{bz} \frac{J_x - J_z}{J_y} + \frac{l_b}{J_y} m_y \frac{\rho V_{by}^2}{2m} S_y + \frac{kb}{J_y} (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2); \\ \dot{\omega}_{bz} = \omega_{by} \omega_{bx} \frac{J_x - J_y}{J_z} + \frac{l_b}{J_z} m_z \frac{\rho V_{bz}^2}{2m} S_z - \frac{kl}{J_z} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) - \frac{J_r}{J_z} \omega_{bx} (\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4), \end{cases} \quad (2)$$

где V_{bx}, V_{by}, V_{bz} и $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$ – соответственно проекции линейной и угловой скоростей БЛА на его главные центральные оси; J_x, J_y, J_z – моменты инерции БЛА относительно главных центральных осей; k, b – постоянные моментные коэффициенты винтов БЛА; c_x, c_y, c_z и m_x, m_y, m_z – соответственно коэффициенты аэродинамических сил и моментов; ρ – плотность воздуха; S_x, S_y, S_z – характерные площади поперечных сечений БЛА; J_r – осевой момент инерции винтомоторного узла БЛА; m – масса БЛА; θ, γ – углы тангажа и крена; l_b – линейный размер (продольный и поперечный размер) БЛА; Ω_i – угловые скорости вращения винтов БЛА ($i=1,2,3,4$); l – плечо винта БЛА; g – ускорение свободного падения.

Алгоритмы систем автоматического управления траекторным движением для БЛА и НКР, а также алгоритм управления тросовым механизмом реализованы с использованием линейных ПИД-регуляторов.

Моделирование. Моделирование движения БЛА и НКР, соединённых между собой гибким тросом, производилось в среде Matlab. Целью моделирования явилось обоснование возможности реализации предложенного подхода к формированию процесса скоординированного пере-

мещения компонентов РСМ по сформированным траекториям. Моделирование проводилось применительно к НКР и БЛА с параметрами: $r=0.1$ м, $b_l=0.5$ м, $m_p=30$ кг, $m_w=1.5$ кг, $d=0.2$ м, $J_{xugv}=0.2$ кгм², $J_{yugv}=0.1$ кгм², $J_{zuv}=0.2$ кгм², $J_w=0.02$ кгм², $m=0.7$ кг, $l_b=0.36$ м, $J_x=0.0028$ кгм², $J_y=0.0206$ кгм², $J_z=0.0028$ кгм², $J_r=0.0012$ кгм², $l=0.24$ м, $b=0.0002$, $k=0.0015$.

На рисунке 2 представлены характерные графики изменения горизонтальных координат X_{uav}, X_{ugv} (сплошные линии на графике) и Y_{uav}, Y_{ugv} (пунктирные линии на графике) БЛА и НКР в локальной системе координат с началом в точке старта в процессе движения компонентов РСМ по сформированным траекториям. Видно, что достигается высокая степень скоординированности движения компонентов; при этом на 900-й секунде БЛА совершает автоматическую посадку на НКР и дальнейшее движение БЛА и НКР осуществляется совместно. Моделирование показало также, в частности, что системы управления тросом и скоростью движения БЛА обеспечивают удержание его на расстоянии от НКР, не превышающем 8 метров (при допустимом максимальном удалении БЛА от НКР порядка 10 м).

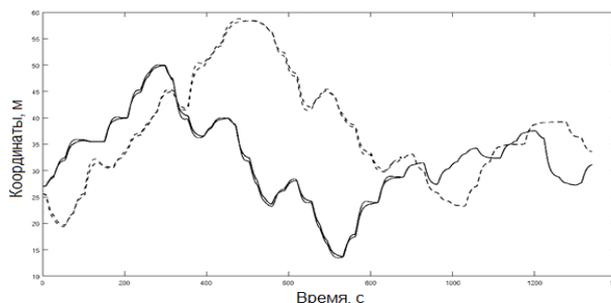


Рис. 2. Горизонтальные координаты БЛА и НКР

Заключение. Предложен подход к формированию процесса скоординированного перемещения компонентов роботизированной системы мониторинга применительно к осуществлению ею мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке. Результаты моделирования подтвердили эффективность предложенного подхода.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ивакин М.В.** Совместная навигация гибко связанных воздушной и наземной платформ. Дипломная работа. Московский Авиационный Институт. Москва. 2020.
2. **Jovancevic I., Pham H.H., Orteu J.J., Gilblas R., Harvent J., Maurice X., Brèthes L.** 3D Point Cloud Analysis for Detection and Characterization of Defects on Airplane Exterior Surface. Journal of Nondestructive Evaluation. 36. 10.1007/s10921-017-0453-1.
3. Предполётный осмотр самолёта. Департамент производства полётов, Аэрофлот.
4. **Лельков К.С., Курис Э.Д., Столяров Я.В., Никитенко И.А., Крапивин С.В.** Малогабаритный одноосный двухколёсный робот для учебной лаборатории. Periódico Tchê Química. ISSN 2179-0302.2019. vol.16 (n 32).
5. **Perez A., Wagner J., Burggräf P., Roth H.** Quadrotors in factory applications: design and implementation of the quadrotor's P-PID cascade control system Modeling and implementation. SN Applied Sciences. 1. 2019. 10.1007/s42452-019-0698-7.
6. **Aleshin B.S., Chernomorsky A.I., Kuris E.D, Lelkov K.S., Ivakin M.V.** Robotic complex for inspection of the outer surface of the aircraft in its parking lot. INCAS BULLETIN, 12. 21-31. 10.13111/2066-8201.2020.12.S.2.

A.V. Bannikov, K.S. Lelkov (Moscow Aviation Institute, Moscow) **Navigation of the robotic system for monitoring defects of the exterior surface of an aircraft in its parking lot**

Abstract. An approach to the formation of the process of coordinated movement of the components of a robotic monitoring system, consisting of a ground wheeled robot and an unmanned aerial vehicle, in the implementation of the procedure for monitoring defects of the exterior surface of an aircraft in its parking lot is proposed. The simulation results of the proposed coordinated movement process are presented.

УДК 681.51

В. С. БЫКОВА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ АВТОНОМНЫМ НЕОБИТАЕМЫМ ПОДВОДНЫМ АППАРАТОМ ПРИ ОБХОДЕ НЕПОДВИЖНОГО ПРОТЯЖЕННОГО ПРЕПЯТСТВИЯ

Приведено описание алгоритма обхода протяжённых препятствий, к которым относятся подводные возвышенности, неровности нижней кромки льда, мусорные острова. Алгоритм предназначен для реализации в системе управления тяжёлого автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА).

Введение. Одной из задач, решаемых системой управления автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА), является обеспечение безопасности его плавания, под которой понимается исключение столкновений с неподвижными протяжёнными подводными препятствиями, к которым относятся [1-5]:

- при плавании АНПА вдоль береговой черты – берег;
- при плавании в непосредственной близости от дна – неровности морского дна и затонувшие корабли;
- при плавании подо льдом – неровности нижней кромки льда;
- при плавании в высоких широтах – айсберги;
- при плавании в океанах – мусорные острова.

Вопросу безопасности плавания АНПА посвящено значительное число публикаций в отечественной и зарубежной литературе [1-14]. В ней данная задача рассматривается применительно к лёгким АНПА, оснащённым высокочастотными вперёдсмотрящими гидролокаторами с узкими секторами обзора и с дальностью обнаружения препятствий не более 100 м. С такими гидролокаторами обход неподвижного препятствия происходит путём огибания на небольшом расстоянии каждой неровности препятствия. И основной проблемой, решаемой системой управления, является выбор скорости АНПА, при которой радиус циркуляции АНПА позволит безопасно сделать манёвр огибания очередной неровности препятствия. Ввиду этого время обхода неподвижного препятствия и соответственно энергетические затраты на эту операцию велики.

В последние годы большой интерес вызывают так называемые тяжёлые АНПА, габариты которых позволяют оборудовать их техническими средствами, позволяющими решать поставленные задачи на большом расстоянии от базы, в частности мощной энергетикой, развитыми средствами навигации и освещения подводной обстановки [15-17]. Учитывая широкий сектор обзора пространства и большую дальность обнаружения препятствий гидролокаторов тяжёлых АНПА, стратегия обеспечения их безопасности состоит в заблаговременном обнаружении препятствия и безопасном его обходе желательно за минимальное время.

Целью работы является изложение разработанного алгоритма обхода протяжённого препятствия, предназначенного для реализации в системе управления тяжёлого АНПА.

Описание алгоритма. АНПА движется прямолинейным галсом в назначенную точку. Гидролокатор функционирует в режиме автоматического включения/выключения. При обнаружении объекта АНПА классифицирует его как неподвижное протяжённое препятствие. Главными классификационными признаками являются: наличие эхосигнала от объекта на нескольких направлениях, их величина изменения пеленга близка к нулю.

Далее аппарат принимает решение о маневрировании согласно алгоритму, блок-схема которого указана на рис. 1.

Научный руководитель: д.т.н., проф., начальник НИЦ Машошин А.И.

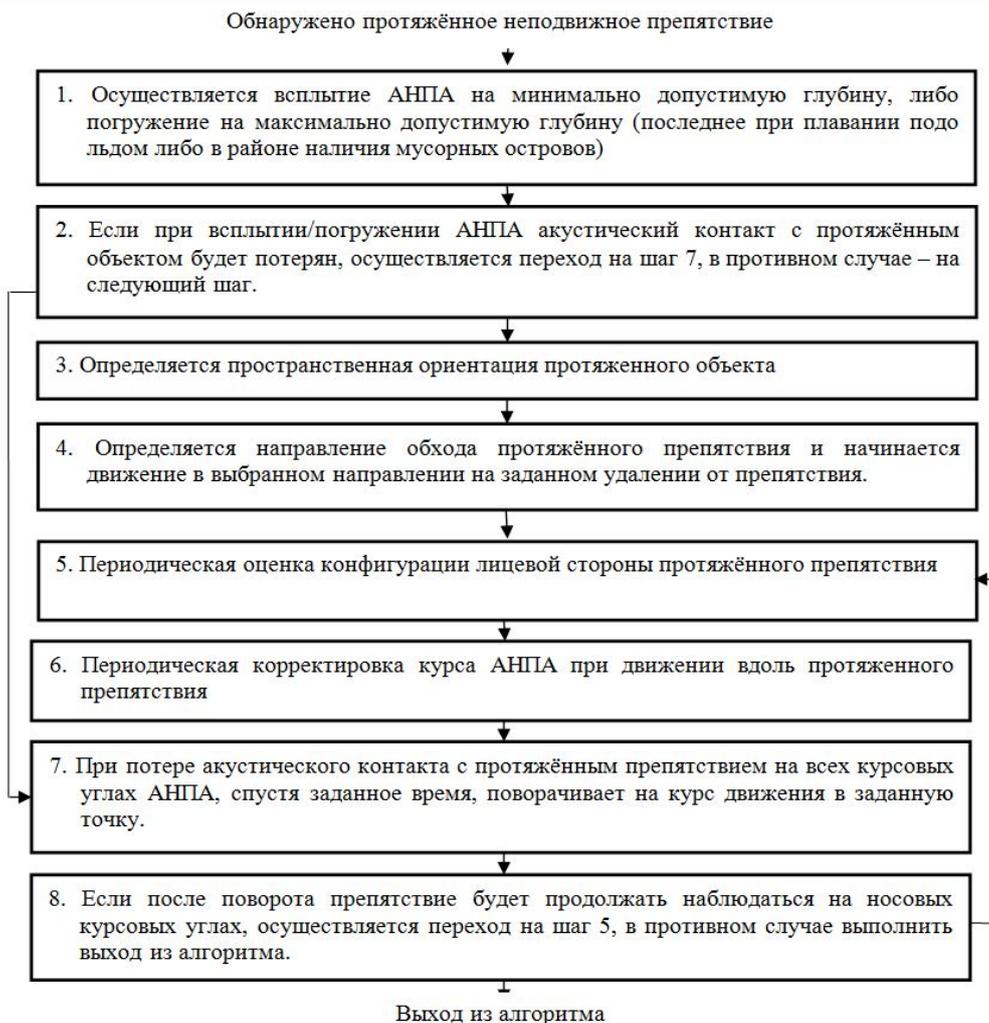


Рис. 1. Блок-схема алгоритма расхождения АНПА с протяжённым препятствием

Моделирование. Для подтверждения эффективности приведённого алгоритма было проведено моделирование, условия и результаты которого показаны на рис.2, на котором: 1 – протяжённое препятствие; 2 – маршрут движения АНПА в соответствии с алгоритмом, описанным в [1,5]; 3 – маршрут АНПА в соответствии с разработанным алгоритмом.

При моделировании использовались следующие параметры гидроакустической станции:

- излучающая антенна в форме цилиндра (диаметр 0,2 м, высота 0,2 м);
- излучение ненаправленное;
- частота излучения – 5 кГц;
- давление – 178 дБ;
- приём осуществляется на носовую конформную антенну в секторе курсовых углов $\pm 130^{\circ}$.

Моделирование показало, что разработанный алгоритм позволяет сократить время обхода протяжённого препятствия в 4,7 раза, что обусловлено наличием оценки ориентации лицевой части препятствия, которая позволяет, во-первых, двигаться по более плавной траектории и, во-вторых, двигаться с относительно большой скоростью (в нашем случае 4 уз), в то время как при движении в соответствии известным алгоритмом АНПА, обходя каждую выпуклость препятствия, АНПА движется по петляющей траектории и при приближении к препятствию вынужден уменьшать скорость до 0,5-1 уз, чтобы выполнить поворот, не столкнувшись с препятствием.

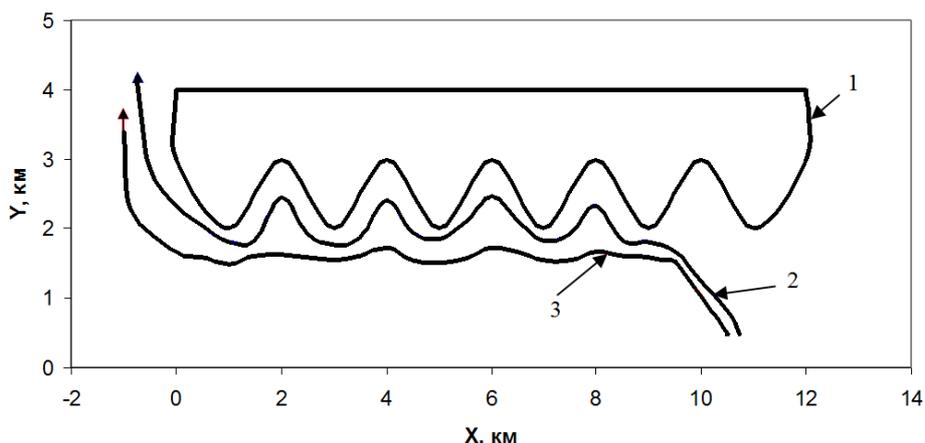


Рис.2. Результаты моделирования обхода протяжённого препятствия.

Заключение. В работе описан алгоритм обхода протяжённого препятствия, ориентированный на применение в тяжёлом АНПА, оборудованном гидролокатором с большой дальностью обнаружения препятствия и широким сектором обзора, и построенный исходя из минимизации времени обхода. Представлены результаты моделирования, подтверждающие эффективность алгоритма.

Работа проводилась при поддержке РФФИ (проект 19-08-00253)

ЛИТЕРАТУРА

1. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применение /А.В. Инзарцев, Л.В. Киселев, В.В. Костенко, Ю.В. Матвиенко, А.М. Павин, А.Ф. Щербатюк [отв. ред. Л.В. Киселев]. Владивосток: Дальнаука. 2018. 368 с.
2. **Инзарцев А.В., Багницкий А.В.** Планирование и реализация траекторий движения автономного подводного робота при выполнении мониторинга в акваториях различных типов // Подводные исследования и робототехника. 2016. №2 (22). С.25-35.
3. **Багницкий А.В., Инзарцев А.В.** Автоматизация подготовки миссии для автономного необитаемого подводного аппарата в задачах обследования акваторий // Подводные исследования и робототехника. 2010. № 2(10). С. 17–24.
4. **Пашкевич И.В., Гриненков А.В., Колюхов Г.В. и др.** Особенности реализации аварийной подсистемы АНПА при использовании мультиагентной технологии в его системе управления // Труды Всероссийской конференции "Прикладные технологии гидроакустики и гидрофизики", Санкт-Петербург, 21-24 сентября 2020. С.276-285.
5. **Инзарцев А.В., Багницкий А.В.** Алгоритмы обхода локальных донных объектов для автономного подводного робота // Шестая Всерос. науч.- техн. конф. «Технические проблемы освоения мирового океана» (ТПОМО-6). Владивосток, 2015. С. 450–454.
6. **Тусеева И.Б., Тусеева Д.Б., Ким Юн-Ги.** Алгоритм динамического окна для навигации автономных подводных аппаратов // Искусственный интеллект и принятие решений. 2013. №3. С.67-77.
7. **Galarza, C., Masmitja, I., Prat, J., Gomariz, S.,** Design of obstacle detection and avoidance system for Guanay II AUV, Appl. Sci., 2020, vol. 10, pp. 32–37.
8. **Lin, C., Wang, H., Yuan, J., Yu, D., Li, C.,** An improved recurrent neural network for unmanned underwater vehicle online obstacle avoidance // *IEEE J. Ocean. Eng.* 2019. Vol. 44. P. 120–133.
9. **Fox D., Burgardt W., Thrun S.** The Dynamic Window Approach to Collision Avoidance // *IEEE Robotics and Automation Magazine*. 1995.
10. **Sami A., Ayman M.M., Brisha M.** Analysis and Simulation of 3D Trajectory with Obstacle Avoidance of an Autonomous Underwater Vehicle for Optimum Performance // *International Journal of Computer Science and Network Security*. 2012. Vol. 12, No. 3. P.43-50.
11. **Galarza C., Masmitja I., González J., Prat J., Gomariz S., Del Rio J.** Design obstacle detection system for AUV Guanay II.A // *Sixth International Workshop on Marine Technology*. Cartagena. 2015. P. 15-18.
12. **Hromatka M.** A Fuzzy Logic Approach to Collision Avoidance in Smart UAVs. Honors Theses. // 2013. Paper 13. URL: http://digitalcommons.csbsju.edu/honors_theses/13.
13. **Evans J., Patrón P., Smith B., Lane D.M.** Design and evaluation of a reactive and deliberative collision avoidance and escape architecture for autonomous robots // *Autonomous Robots*. 2008. V.24, No 3. P. 247-266.
14. **Chiew S.T.** A collision avoidance system for autonomous underwater vehicles. Honors Theses. // *University of Plymouth*. 2006. URL: <http://hdl.handle.net/10026.1/2258>.
15. *Jane's unmanned maritime vehicle*. 2019-2020. Ed. Kelvin Wong. IHS Markit. 2020.

16. Аполлонов Е.М., Бачурин А.А., Горохов А.И., Пономарев Л.О. О возможности и необходимости создания сверхбольшого необитаемого подводного аппарата // Сборник материалов XIII Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления». Ростов-на-Дону – Таганрог, ЮФУ. 2018. С.34-42.
17. Быкова В.С., Машошин А.И., Пашкевич И.В. Алгоритм обеспечения безопасности плавания автономного необитаемого подводного аппарата // Гироскопия и навигация. 2021. Том 29, №1 (112). С. 97-110.

V.S.Bykova (SRC Electropibor, JSC, Saint-Petersburg) Control algorithm of an autonomous unmanned underwater vehicle when avoiding a fixed obstacle.

Abstract. The description of the algorithm for bypassing extended obstacles, which include underwater heights, irregularities of the lower edge of the ice, garbage islands. The algorithm is intended in the control system of a heavy autonomous unmanned vehicle.

УДК 629.78

Л. А. СЕЛЕЗНЕВА

(Самарский национальный исследовательский университет им. ак. С.П. Королева)

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ СТРАТОСФЕРНОГО ЗОНДА ПО ДАННЫМ С АКСЕЛЕРОМЕТРА

Исследуется вопрос о возможности определения ориентации стратосферного зонда с помощью показаний акселерометра и модели гравитационного поля Земли. Рассматривается математическая модель углового движения аппарата, построенная на основе динамических уравнений Эйлера и алгебры кватернионов. Показывается возможность решения задачи с помощью расширенного фильтра Калмана. Приводятся результаты моделирования для динамически-симметричного спутника.

Введение. В настоящее время активно развивается такое направление, как университетское спутникостроение, в рамках которого также создаются и атмосферные зонды. Основная задача подобных аппаратов, например, сбор данных об атмосфере планеты, а также отработка технологий для дальнейшего применения на наноспутниках. Ввиду ограничений на массу и габариты аппарата существует необходимость оптимизации состава и структуры бортовых систем зонда. Один из путей – уменьшение количества датчиков. Это делает неприменимыми традиционные алгоритмы определения ориентации. В настоящей работе основной задачей стала разработка алгоритма, требующего данные лишь с одного инерциального датчика, а именно – акселерометра.

Алгоритм ориентации стратосферного зонда. Для построения алгоритма было использовано две системы координат: инерциальная система координат (ИСК), связанная с центром Земли, а также связанная система координат (ССК), оси которой совпадают с главными осями инерции зонда. Для стратосферного зонда допустимо в качестве модели показаний акселерометра использовать модель гравитационного поля Земли, так как высота его подъема составит не более 30 км над уровнем моря, и датчик не будет фиксировать состояние невесомости.

Для определения углового положения тела достаточно определить взаимосвязь показаний акселерометра в ССК и вектора ускорения свободного падения в ИСК согласно выбранной модели. Эта взаимосвязь представляет собой кватернион [1] поворота между ИСК и ССК. С данными о производной [2] вектора ускорения свободного падения становится возможным определение ориентации зонда. Полученная система уравнений представляет собой модель измерений акселерометра. В модели были учтены шумы, присутствующие в данных реальных акселерометров. В качестве опорных значений были взяты характеристики акселерометра ADXL345 [3]. В качестве динамической модели системы были использованы уравнения Пуассона, а также динамические уравнения Эйлера. Для решения задачи определения углового положения аппарата из ряда зашумленных измерений был выбран расширенный фильтр Калмана [4,5]. Для работы фильтра были использованы якобианы двух вышеописанных систем, а также вектор состояния системы, включающий в себя кватернион положения тела и вектор его угловой скорости. Результатом вычислений является кватернион углового положения стратосферного зонда.

На рис. 1 представлен результат работы алгоритма для высоты 30 км. Расхождение между вычисленным положением тела и истинным вплоть до отметки в 15 мс на графике обусловлена сходимостью фильтра Калмана, так как начальные условия алгоритма не совпадают с истинным положением тела и требуется некоторое время для адаптации фильтра.

Научный руководитель: инженер-электроник лаборатории Кумарин А.А.

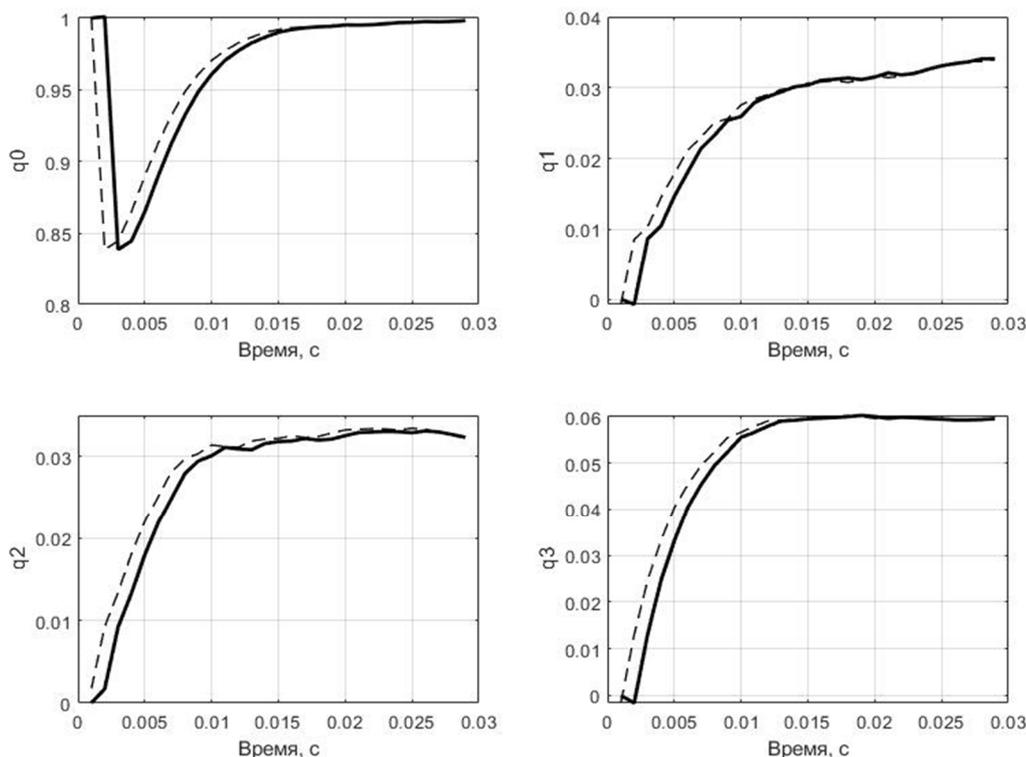


Рис. 1. Компоненты кватерниона положения тела в зависимости от времени: сплошная линия – результат работы алгоритма, пунктир – истинные значения

Заключение. В результате работы был построен алгоритм определения положения зонда по данным с акселерометра с помощью расширенного фильтра Калмана. Используемый принцип, а именно решение задачи определения ориентации спутника на основании измерения известного вектора и его производной в глобальной и связанной с телом системах координат, также применим, например, к магнитному полю Земли или к другим величинам, которые можно описать подобным образом.

В дальнейшем планируется уточнить ковариации шума модели измерения и шума модели процесса, протестировать алгоритм в работе над выборками данных с акселерометра, обобщить алгоритм применительно к вектору магнитной индукции Земли.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Амелькин Н.И.** Кинематика и динамика твердого тела. / Н. И. Амелькин. М., 2000. 64 с
2. **Searcy J.D.** Magnetometer-only attitude determination with application to the M-SAT mission – 2011
3. ADXL345 Datasheet // URL: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADXL345.pdf>
4. **Terejanu, G.A.** Extended Kalman Filter Tutorial – 2008, Google Scholar
5. **S.Shan et. al.** Linear Kalman Filter for Attitude Estimation from Angular Rate and a Single Vector Measurement // Journal of sensors, vol. 2017, ID 9560108, p. 1-9

L.A. Selezneva (Samara National Research University). **Attitude determination algorithm for stratospheric probe using accelerometer measurements**

Abstract. In this paper we investigate the question of the possibility of attitude determination for the stratospheric probe using measurements from accelerometer and the Earth’s gravitational field model. Mathematically probe’s motion is described by Euler’s dynamic equations and quaternion algebra. The research results show possibility of solving the problem using the Extended Kalman Filter. In addition, we present algorithm’s simulation results for a dynamically symmetric satellite.

УДК 629.7.05

В.И. ТАШЕВА

(Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева)

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССОВО-ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СТЕНДА ДЛЯ ОТРАБОТКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НАНОСПУТНИКОВ

Предлагается методика оценки положения центра масс и тензора инерции стенда на аэродинамическом подвесе по измерениям, полученным с инерциального измерительного модуля. Приводятся результаты экспериментальной отработки методики определения массово-инерционных характеристик.

Введение. Развитие современных высокотехнологичных отраслей (микроэлектроника, микромеханика, информационные технологии) позволило создавать малогабаритные космические аппараты наноспутники (НС). НС формата CubeSat, при сравнительно небольших затратах времени и средств, способны решать научно-технические и исследовательские задачи [1].

Наноспутники являются быстроразвивающимся классом космических аппаратов, при этом их конструкция и бортовое программное обеспечение все более усложняются, на данный момент современные НС оснащаются системами управления движением. Поэтому для проверки работоспособности системы управления движением необходимо создание инфраструктуры для ее наземной отработки. Для этого используются специальные стенды, как правило, это платформы на аэродинамическом подвесе [2, 4].

Постановка задачи. Наиболее существенным источником возмущений, действующим на стенд, является гравитационный момент. Возникает проблема его компенсации, которая решается путем совмещения центра масс платформы с центром масс подвеса. Для решения этой задачи, сначала необходимо провести оценку массово-инерционных характеристик вращающейся платформы, а именно центра масс и тензора инерции. Предлагаемая работа посвящена методике определения массово-инерционных характеристик стенда для отработки систем управления движением наноспутников.

Математическая модель движения платформы. На базе Самарского университета создан центр наноспутниковых технологий, в котором имеется стенд для отработки систем управления движением НС, оснащенный акселерометром и гироскопом. Модель платформы изображена на рис. 1.

В силу малости угловых скоростей, аэродинамический момент пренебрежимо мал, движение полностью определяется гравитационным моментом. Движение платформы описывается с помощью динамических уравнений Эйлера [5]. В этом случае переменные можно разделить на две группы. Первую группу составляют абсолютная угловая скорость платформы стенда $\vec{\omega}$ в виде ее проекций на оси связанной системы координат. Динамические уравнения Эйлера имеют вид [5]:

$$I \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times I \vec{\omega} = \vec{M}, \quad (1)$$

где: I – тензор инерции; \vec{M} – вектор гравитационного момента; $\vec{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости платформы.

Для описания ориентации платформы динамические уравнения (1) дополняются кинематическими уравнениями (2). Векторное кинематическое уравнение принимает вид [5]:

$$\begin{pmatrix} \frac{d\vec{q}}{dt} \\ \frac{dq_0}{dt} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{q} \\ q_0 \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где \vec{q} – векторная часть кватерниона; q_0 – скалярная часть кватерниона.

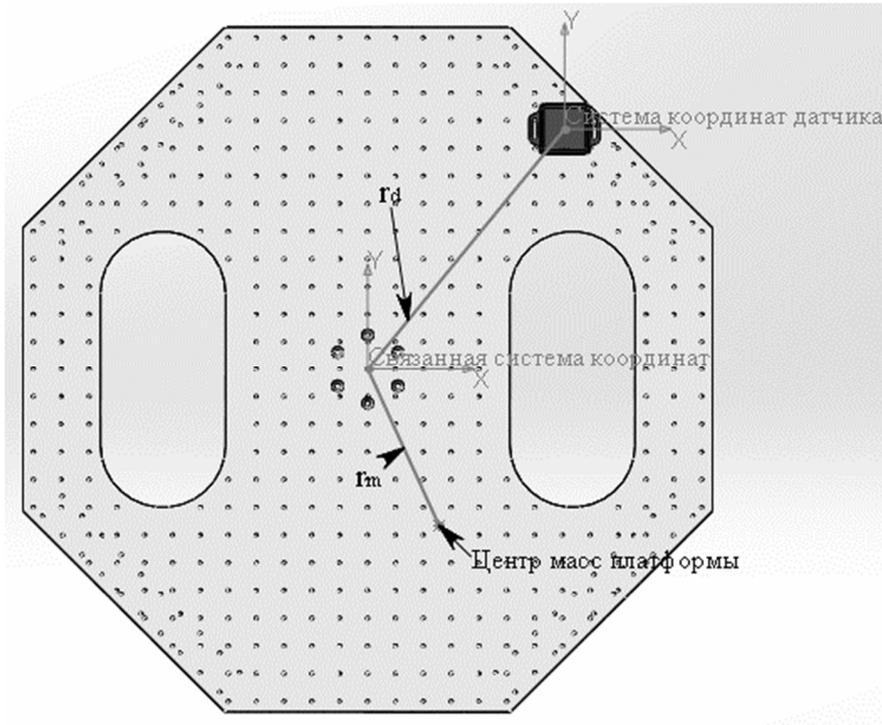


Рис. 1. Модель платформы

Модель измерений. Изменение угловых скоростей и ускорений производится с помощью датчика (MPU 9250) [6], который представляет собой печатную плату весом 20 граммов и габаритными размерами 51,3x36x15. Датчик прикреплен к платформе и откалиброван.

Математическая модель измерений датчика угловой скорости представляет собой решение системы дифференциальных уравнений (1) и (2), с добавлением случайной ошибки измерений $\vartheta(\sigma_\omega)$:

$$\vec{\omega}_n = \vec{\omega} + \vec{\vartheta}(\sigma_\omega),$$

где σ_ω – СКО шума ДУС.

Математическая модель измерений акселерометра имеет вид:

$$\begin{aligned} \vec{a}_t &= \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_d, \\ \vec{a}_g &= A * \vec{g}_1, \\ \vec{a}_n &= \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_d), \\ \vec{a}_{\text{изм}} &= \vec{a}_t + \vec{a}_g + \vec{a}_n + \vec{\vartheta}(\sigma_a), \end{aligned}$$

где \vec{a}_t – вектор тангенциальных линейных ускорений;

\vec{r}_d – вектор, направленный от центра подвеса до центра системы координат измерительного модуля;

\vec{a}_g – вектор измеренных линейных ускорений, вызванный влиянием гравитации;

A – матрица поворота;

\vec{g}_1 – вектор ускорения свободного падения;

\vec{a}_n – вектор нормальных линейных ускорений;

$\vec{a}_{\text{изм}}$ – суммарный вектор линейных ускорений;

σ_a – СКО шума акселерометра.

Вид целевой функции. Основная идея методики заключается в оценивании параметров модели (1) и (2) и измерений, путем минимизации рассогласования между измеренными и смоделированными значениями угловых скоростей и ускорений. Целевая функция имеет вид:

$$\Phi(b) = \frac{1}{\sigma_{\omega}^2} \sum (\bar{\omega}_i - \bar{\omega}_m)^2 + \frac{1}{\sigma_a^2} \sum (\bar{a}_i - \bar{a}_m)^2, \quad (3)$$

где $\bar{\omega}_i$ – вектор измеренных угловых скоростей;
 $\bar{\omega}_m$ – вектор смоделированных угловых скоростей;
 \bar{a}_i – вектор измеренных линейных ускорений;
 \bar{a}_m – вектор смоделированных линейных ускорений.
 Вектор оцениваемых параметров:

$$b = [I, \vec{r}_m], \quad (4)$$

где \vec{r}_m – вектор расстояния до центра масс.

Таким образом задача оценки параметров модели сводится к задаче оптимизации. Для решения данной задачи предлагается использовать алгоритм дифференциальной эволюции [7] – метод нулевого порядка. Использование данного метода позволяет не вычислять частные производные, что значительно упрощает задачу поиска минимума. Кроме этого, алгоритм дифференциальной эволюции (ДЭ) не требует поиска достаточно точного начального приближения.

Схема проведения эксперимента. Перед началом эксперимента необходимо произвести поверку положения центра масс, а именно проверить выполнение условия:

$$z_{\text{ЦМ}}^{\text{сист}} \leq 0, \quad (5)$$

где $z_{\text{ЦМ}}^{\text{сист}}$ – координата вектора расстояния до центра масс по оси Oz.

Эксперимент проводится при следующих условиях:

1. Время проведения эксперимента не превышает 60 секунд.
2. Модуль угловой скорости не превышает 10 град/с.
3. Частота съема информации 10 Герц.

За эталонные значения тензора инерции и вектора расстояния до центра масс примем значения из модели, построенной в пакете SolidWorks.

Эксперимент проводится на интервале 60 секунд в следующей последовательности:

1. Установка объекта испытаний на платформу стенда
2. Проверка условия (5)
3. С помощью датчика угловых скоростей в течении 60 секунд формируется выборка измерений. Первое приближение для работы алгоритма дифференциальной эволюции выбирается из полученной выборки.

Вычисляется погрешность как разность между расчетными и истинными значениями.

Экспериментальная отработка методики. Пример обработки измерений представленной методики приведены ниже на рисунке 2 в виде графиков компонент угловой скорости.

Для заданий границ алгоритма ДЭ приведем эталонный тензор инерции и эталонный вектор расстояния до центра масс, полученный из модели, построенной в пакете SolidWorks:

$$I_{\text{SW}} = \begin{bmatrix} 0,03739 & -0,00124 & 0,00003 \\ -0,00124 & 0,07264 & 0,00004 \\ 0,00003 & 0,00004 & 0,0874 \end{bmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$\mathbf{r}_m^{\text{SW}} = [0,00128 \quad 0,00158 \quad -0,0365] \text{ м.}$$

Из условия минимума целевой функции 3: найден вектор оцениваемых параметров 4 представляет собой:

$$I_{\text{ЭКСП}} = \begin{bmatrix} 0,0373 & -0,0011 & 0,000029 \\ -0,0011 & 0,0608 & 0,000041 \\ 0,000029 & 0,000041 & 0,1079 \end{bmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$\mathbf{r}_m = [0,0013 \quad 0,0016 \quad -0,0344] \text{ м.}$$

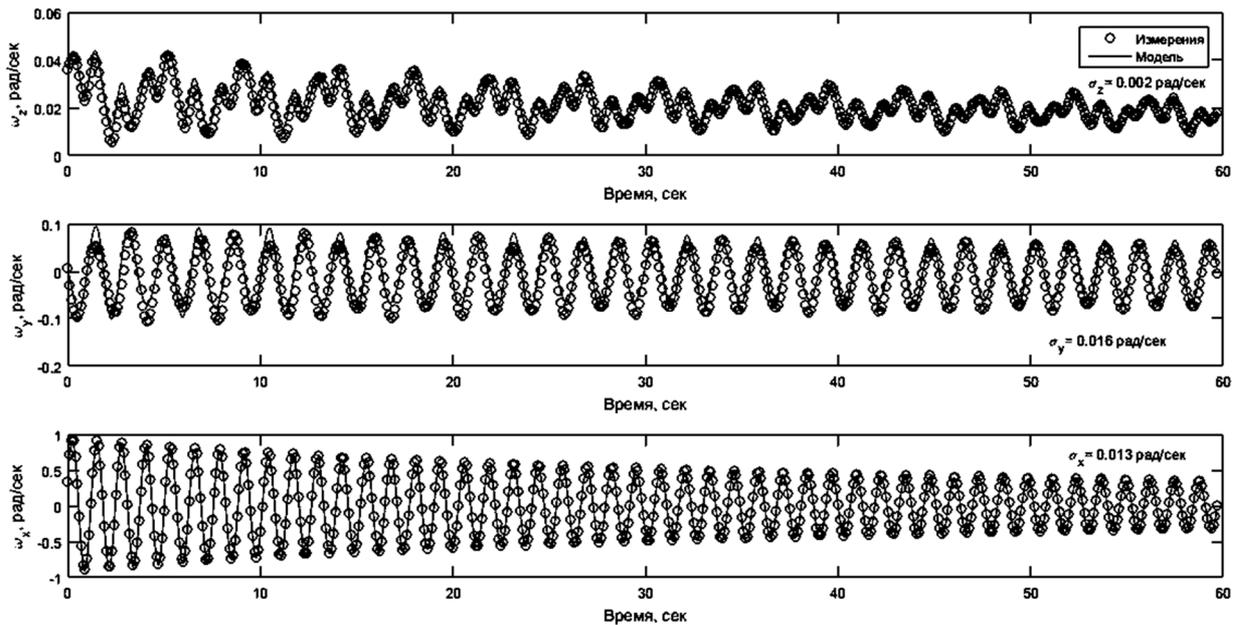


Рис. 2. Графики компонент угловой скорости

Таким образом, в данной работе абсолютная и относительная погрешности тензора инерции и вектора расстояния до центра масс будут иметь следующий вид:

$$\delta I = \frac{|I_{ij}^{SW} - I_{ij}^{ЭКСП}|}{|I_{ij}^{SW}|} \cdot 100\%, \text{ при } i, j = \overline{1,3};$$

$$\delta I = \begin{bmatrix} 0,24 & 11,29 & 1,84 \\ 11,29 & 16,30 & 2,96 \\ 1,84 & 2,96 & 23,46 \end{bmatrix} \%;$$

$$\Delta I = \begin{bmatrix} 9 \cdot 10^{-5} & 0,00014 & 5,53 \cdot 10^{-7} \\ 0,00014 & 0,01184 & 1,2 \cdot 10^{-6} \\ 5,53 \cdot 10^{-7} & 1,2 \cdot 10^{-6} & 0,0205 \end{bmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$\Delta \mathbf{r}_m = [3,8 \cdot 10^{-5} \quad 3,6 \cdot 10^{-5} \quad 7,9 \cdot 10^{-4}] \text{ м};$$

$$\delta \mathbf{r}_m = [1,56 \quad 1,27 \quad 5,75] \%.$$

Заключение. Разработана методика оценки положения центра масс и тензора инерции стэнда на аэродинамическом подвесе по измерениям, полученным с инерциального измерительного модуля. Приводятся результаты экспериментальной отработки методики определения массово-инерционных характеристик. Так при многократной экспериментальной отработке можно сделать следующие выводы:

1. Относительная погрешность определения вектора расстояния до центра масс по оси x не превысила 1,56%, по оси y не превысила 1,27% и по оси z составила не более 5,75%.
2. Относительная погрешность определения главных моментов инерции не превысила 23,46%.
3. Относительная погрешность определения центробежных моментов инерции не превысила 11,29%.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **В.Ю. Прокопьев, О.Н. Кусь, А.В. Оссовский.** Малые космические аппараты стандарта CubeSat. современные средства выведения. Вестник науки Сибири. 2014. Vol.12 № 2. С.71–80/
2. **Иванов Д.С.** и др. Лабораторный стенд для моделирования движения микроспутников. Известия РАН. Теория и системы управления. 2018. № 1. С. 125–140.
3. **Иванов Д.С.** и др. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника “Чибис-М” на лабораторном стенде. Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. С. 118–137.
4. **Бранец В.Н.** Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем управления. М.: МФТИ, 2009. 304 с.
5. **Иванов Д.С.** и др. Автоматическая балансировка макета микроспутника на аэродинамическом подвесе с помощью системы грузов/ Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2020. № 16. 26 с.
6. BWT901CL. Datasheet v20-0707. /<http://wiki.wit-motion.com/english> .
7. **Криничный Ю.А.** Метод дифференциальной эволюции и оптимизация многоэкстремальных функций. Южный федеральный университет, ИКТИБ, Таганрог, 2017. С.194-197.

Tasheva V. I. (Samara University) "Methodology for determining the mass inertia characteristics of the stand for testing nanosatellite motion control systems"

Abstract. The paper proposes a methodology for estimating center of mass position and inertia tensor of the stand on an air-bearing from measurements obtained from the inertial measurement module. The results of methodology experimental testing for determining mass inertia characteristics are presented.

■ ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ■

УДК 531.3

А.А. ПРУТЬКО
(ПАО «РКК «Энергия», МО, г. Королёв)

**ПОИСК ОПТИМАЛЬНЫХ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА ЦИКЛОГРАММ ВКЛЮЧЕНИЙ
ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕРЕОРИЕНТАЦИЙ КРУПНОГАБАРИТНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Рассматривается задача поиска оптимальных по расходу топлива циклограмм включений двигателей для управления ориентацией крупногабаритных космических аппаратов при выполнении пространственных разворотов на большие углы с использованием реактивных двигателей. Для формирования последовательности включений двигателей в работе предлагается применить псевдоспектральный мульти-интервальный метод Радау. Этот метод позволяет привести постановку задачи оптимального управления к задаче нелинейного математического программирования, которая может быть решена при помощи метода последовательного квадратичного программирования. Результаты моделирования показали значительную экономию топлива и ресурса двигателей ориентации.

Введение. В работе представлены результаты разработки алгоритмов поиска оптимальных по расходу топлива циклограмм включений двигателей для выполнения разворотов крупногабаритных космических аппаратов (КА), таких как орбитальные пилотируемые станции (ОПС), с использованием реактивных двигателей [1,2]. Любой пространственный разворот такой многотонной конструкции, какой является ОПС, невозможен без интенсивной работы реактивных двигателей ориентации и, как следствие, значительного расхода топлива. Экономия дорогостоящего топлива и ресурса двигателей ориентации определяет актуальность решения задачи поиска оптимальных циклограмм включений двигателей переориентаций КА. В настоящей работе предлагается использовать мульти-интервальный псевдоспектральный метод Радау для решения задачи оптимального управления.

Постановка задачи и цель работы. Целью является поиск оптимальных циклограмм разворотов КА в орбитальной системе координат на большие углы. Так как на КА при движении по околоземной орбите действует гравитационный момент сил, предлагается использовать его для уменьшения затрат топлива при работе реактивных двигателей. При решении данной задачи будем рассматривать КА как твердое тело.

Требуется найти управление и траекторию, минимизирующие функционал Φ , при следующих ограничениях:

$$\min \Phi = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^6 u_i dt, \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \cdot (\mathbf{q} \circ \vec{\omega} - \vec{\omega}^{orb} \circ \mathbf{q}), \quad (2)$$

$$\dot{\vec{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \left(-[\vec{\omega} \times \mathbf{J} \vec{\omega}] + \vec{\tau}^d + \mathbf{T}^{th} \cdot \vec{\mathbf{u}} \right), \quad (3)$$

$$\mathbf{q}(t_0) = \bar{\mathbf{q}}_0, \mathbf{q}(t_f) = \bar{\mathbf{q}}_f, \quad (4)$$

$$\vec{\omega}(t_0) = \vec{\omega}_0, \vec{\omega}(t_f) = \vec{\omega}_f. \quad (5)$$

где \mathbf{q} - кватернион ориентации КА относительно орбитальной системы координат; $\vec{\omega}$ - вектор угловой скорости КА в связанной системе координат; $\vec{\omega}^{orb}$ - вектор угловой скорости вращения орбитальной системы координат вокруг Земли; \mathbf{J} - матрица тензора инерции КА; \mathbf{T}^{th} - матрица моментов сил размерности 6×3 , создаваемых реактивными двигателями; $\vec{\tau}^d$ - гравитационный момент сил; \vec{u} - вектор (в уравнении u_i) управления реактивными двигателями, t_0 и t_f - времена начала и окончания манёвра.

Оптимизационная задача может быть решена численно, используя псевдоспектральные [3] методы, которые дискретизируют функционал и дифференциальные ограничения в выбранных точках. Таким образом, задача оптимального управления будет приведена к задаче нелинейного математического программирования (НЛП), которая может быть решена при помощи решателей подобных задач, например, методом последовательного квадратичного программирования. В работе предлагается использовать псевдоспектральный метод Радау [4], при помощи которого задача НЛП была сформулирована следующим образом:

$$\min \Phi = \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{i=1}^{N+1} \sum_{c=1}^6 u_{ic} w_i, \quad (6)$$

$$\frac{2}{t_f - t_0} \sum_{i=1}^{N+1} \mathbf{D}_{ki} \mathbf{q}_i = \frac{1}{2} \cdot (\mathbf{q}_k \circ \vec{\omega}_k - \vec{\omega}_k^{orb} \circ \mathbf{q}_k), k = 1, \dots, N + 1, \quad (7)$$

$$\frac{2}{t_f - t_0} \sum_{i=1}^{N+1} \mathbf{D}_{ki} \vec{\omega}_i = \mathbf{J}^{-1} \left(-[\vec{\omega}_k \times \mathbf{J} \vec{\omega}_k] + \vec{\tau}_k^d + \mathbf{T}_k^{th} \cdot \vec{u}_k \right), k = 1, \dots, N + 1, \quad (8)$$

$$\mathbf{q}_1 = \vec{q}_0, \mathbf{q}_{N+1} = \vec{q}_f, \quad (9)$$

$$\vec{\omega}_1 = \vec{\omega}_0, \vec{\omega}_{N+1} = \vec{\omega}_f. \quad (10)$$

где w_i – весовые коэффициенты; \mathbf{D}_{ki} – матрица дифференцирования Радау; N – количество точек распределения.

Если разбить исходный временной отрезок на несколько таким образом, чтобы каждый следующий отрезок начинался с крайней правой точки предыдущего, то особенность метода Радау позволяет в каждом из отрезков задать необходимое количество точек коллокации [3] для получения более точного решения, например, во времена включений двигателей ориентации.

Исходный временной отрезок $s = [t_0, t_f]$ разделим на M отрезков разбиения $[s_{m-1}, s_m], m = 1, \dots, M$. Точки разбиения обозначим как $t_0 = s_0 < s_1 < \dots < s_m = t_f$. Пусть для каждого из отрезков $[s_{m-1}, s_m]$ выбрано N_m точек коллокации, причем точка $N_m + 1$ соответствует точке s_m . Матрицу дифференцирования Радау на каждом из отрезков разбиения m обозначим \mathbf{D}_{mki} , а весовые коэффициенты для численного интегрирования функционала – w_{mi} . Индекс « mk » у параметров задачи будет обозначать k -ую точку на отрезке разбиения m . Тогда постановка задачи нелинейного программирования при использовании мульти-интервального псевдоспектрального метода Радау будет записана так:

$$\min \Phi = \sum_{m=1}^M \frac{s_m - s_{m-1}}{2} \sum_{i=1}^{N_m+1} \sum_{c=1}^6 u_{ic} w_{mi}, \quad (11)$$

$$\frac{2}{s_m - s_{m-1}} \sum_{i=1}^{N_m+1} \mathbf{D}_{mki} \mathbf{q}_{mi} = \frac{1}{2} \cdot (\mathbf{q}_{mk} \circ \vec{\omega}_{mk} - \vec{\omega}_{mk}^{orb} \circ \mathbf{q}_{mk}), m = 1, \dots, M, k = 1, \dots, N_m + 1, \quad (12)$$

$$\frac{2}{s_m - s_{m-1}} \sum_{i=1}^{N_m+1} \mathbf{D}_{mki} \vec{\omega}_{mi} = \mathbf{J}^{-1} \left(-[\vec{\omega}_{mk} \times \mathbf{J} \vec{\omega}_{mk}] + \vec{\tau}_{mk}^d + \mathbf{T}_{mk}^{th} \cdot \vec{u}_{mk} \right), m = 1, \dots, M, k = 1, \dots, N_m + 1, \quad (13)$$

$$\mathbf{q}_1 = \vec{q}_0, \mathbf{q}_{N_M+1} = \vec{q}_f, \quad (14)$$

$$\vec{\omega}_1 = \vec{\omega}_0, \vec{\omega}_{N_M+1} = \vec{\omega}_f. \quad (15)$$

Поставленная задача была решена известными решателями задач нелинейного программирования, использующими метод последовательного квадратичного программирования. Для рассмотренной крупногабаритной ОПС были получены решения для функции вектора управления. Посредством интегрирования функции вектора управления на промежутках работы двигателей были сформированы циклограммы включений двигателей для проведения оптимального манёвра. Результаты математического моделирования показали сокращение расхода топлива в ~10 раз по сравнению с разворотом вокруг оси Эйлера поворота. Было проведено статистическое моделирование, показавшее существенное влияние аэродинамики [5] и ошибок в начальных условиях на успешный исход маневра.

Заключение. При помощи псевдоспектрального метода Радау задача оптимального управления ориентацией орбитальной станции была сведена к задаче нелинейного программирования, которая успешно была решена при помощи известных решателей. Были получены циклограммы включений двигателей для проведения оптимальных маневров. Результаты моделирования показали значительную экономию топлива и ресурса двигателей ориентации. Результаты статистического моделирования показали необходимость учета аэродинамических моментов сил при синтезе циклограмм включений двигателей, а также необходимость точного задания начальных условий для успешного выполнения оптимального разворота при управлении без обратной связи.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Атрошенко С.Н., Платонов В.Н., Губарев Ф.В., Саратов А.А.** Оптимальный по расходу топлива алгоритм разворота МКС с помощью реактивных двигателей с учетом ограничений по нагрузкам на конструкцию // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 4. С. 118–138. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-4-118-138.
2. **Прутько А.А., Атрошенко С.Н., Богачев А.В., Старченко А.Е.** Использование псевдоспектрального метода для поиска траекторий оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2019. № 4. С. 121–133.
3. **Shen, J.** Spectral Methods: Algorithms, Analysis and Applications / J. Shen, T. Tang, L. Wang. – Springer Berlin Heidelberg, 2011. – (Springer Series in Computational Mathematics).
4. **Garg, D., Patterson, M. A., Hager, W. W., Rao, A. V., Benson, D. A., and Huntington, G. T.,** “An Overview of Three Pseudospectral Methods for the Numerical Solution of Optimal Control Problems,” 2009 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Pittsburgh, PA, August 10 - 13, 2009
5. **Атрошенко С.Н., Прутько А.А., Крылов А.Н., Крылов Н.А., Губарев Ф.В.** Моделирование сил и моментов сил набегающего потока атмосферы в целях верификации динамических режимов системы управления движением и навигации МКС и синтеза оптимального управления // Космическая техника и технологии. 2017. № 4(19). С. 72–88.

Prutko A.A. (S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia, Korolev, Moscow region). **Searching for optimal propellant cyclograms engines' firings for performing reorientations of large-sized space crafts.**

Abstract. The paper presents the results of the development of algorithms searching for optimal propellant cyclograms engines' firings for reorientation large-sized space crafts, such as orbital manned station, using jet engines. Any spatial maneuver of such a multi-ton structure is impossible without intensive operation of attitude jet engines and, as a consequence, significant consumption of propellant. Saving expensive fuel and the resource of attitude jet engines determines the urgency of solving this problem. It is proposed to use multi-interval pseudospectral Radau method to transform optimal control problem to non-linear programming problem, which can be solved using existing solvers. The simulations' results show significant economy of propellant and jet engines resource.

УДК 681.51

И.С. ТРЕНЕВ

(Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, Москва)

**СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРА PARROT MAMBO
ВДОЛЬ ЗАДАННОЙ ТРАЕКТОРИИ НА ОСНОВЕ PID-РЕГУЛЯТОРОВ**

В работе производится линеаризация модели квадрокоптера и строится программное управление на основе заданных траекторий для линеаризованной модели, а также осуществляется подбор коэффициентов ПИД-регуляторов. Устанавливается стабильная связь с квадрокоптером. Производится численное моделирование.

Введение. Одной из главных задач современной теории управления остается задача стабилизации динамики подвижного объекта. Существует множество вариантов выбора управления квадрокоптером как в линейной, так и в нелинейной теории управления. В разных подходах используется полный вектор состояния, наблюдения или данные оценщика, в качестве цели управления может выбираться достижение определенного положения, следование по траектории, стабилизация в заданной точке при внешних возмущениях и т. д. В качестве управления можно выбрать: управление, основанное на теории Ляпунова; управление, основанное на линейном квадратичном регуляторе; бэкстэппинг и др. В данной работе в качестве объекта управления выбран квадрокоптер *Parrot Mambo*, для которого решается задача управления на основе ПИД-регулятора. Среда Simulink, с помощью дополнительных пакетов, предоставляет набор вспомогательных инструментов и дает возможность загрузки собственного программного обеспечения на реальный объект [1]. Целью работы является стабилизация движения квадрокоптера вдоль заданной программной траектории с помощью ПИД-регуляторов. Программная траектория – желаемая траектория движения, задаваемая в начальный момент времени, по которой должен перемещаться объект.

Постановка задачи. С помощью уравнения Ньютона-Эйлера получена нелинейная математическая модель квадрокоптера, характеризующая его движение, в зависимости от общей тяги U_1 и крутящих моментов U_2, U_3, U_4 [2]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = -\frac{1}{m} \cdot (\sin \psi \cdot \sin \varphi + \cos \psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi) \cdot U_1, \\ \ddot{y} = -\frac{1}{m} \cdot (-\cos \psi \cdot \sin \varphi + \sin \psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi) \cdot U_1, \\ \ddot{z} = -\frac{1}{m} \cdot \cos \theta \cdot \cos \varphi \cdot U_1 + g, \\ \dot{\varphi} = p + \sin \varphi \cdot \tan \theta \cdot q + \cos \varphi \cdot \tan \theta \cdot r, \\ \dot{\theta} = q \cdot \cos \varphi - r \cdot \sin \varphi, \quad \dot{\psi} = q \cdot \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} + r \cdot \frac{\cos \varphi}{\cos \theta}, \\ \dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \cdot q \cdot r + \frac{U_2}{I_{xx}}, \quad \dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \cdot p \cdot r + \frac{U_3}{I_{yy}}, \\ \dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \cdot p \cdot q + \frac{U_4}{I_{zz}}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где x, y, z – координаты положения центра масс квадрокоптера в географической системе координат (ИСК); φ, ψ, θ – углы Крылова, определяющие ориентацию квадрокоптера в ИСК; p, q, r – угловые скорости в системе координат, связанной с квадрокоптером; m – масса квадрокоптера; g – ускорение свободного падения; I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} – диагональные элементы матрицы инерции.

Научный руководитель: к.ф.-м.н., старший научный сотрудник Юрченков А.В.

Общая программная траектория состоит из 3 участков: зависание (подъем и вращение вокруг собственной оси); смещение вдоль оси OX; смещение вдоль оси OY, которые можно комбинировать и получать различные вариации движения. Программное управление будем получать из исходной нелинейной системы и заданной программной траектории.

Требуется решить задачу управления – стабилизировать движение квадрокоптера вдоль заданной программной траектории с помощью ПИД-регуляторов, настроив их коэффициенты по критерию минимума ошибки между желаемой и получаемой траекториями (рис. 1) [3].

Схема используемых ПИД-регуляторов. Для решения указанной задачи линеаризуем модель (1) в окрестности программной траектории X_d и программного вектора управления U_d [4]:

$$\Delta \dot{X} = A\Delta X + B\Delta U, \quad (2)$$

где $\Delta X = X - X_d$, $\Delta U = U - U_d$, A и B – матрицы, состоящие из значений частных производных нелинейной системы.

Для стабилизации квадрокоптера необходимо найти численное значение тяги и крутящих моментов двигателей.

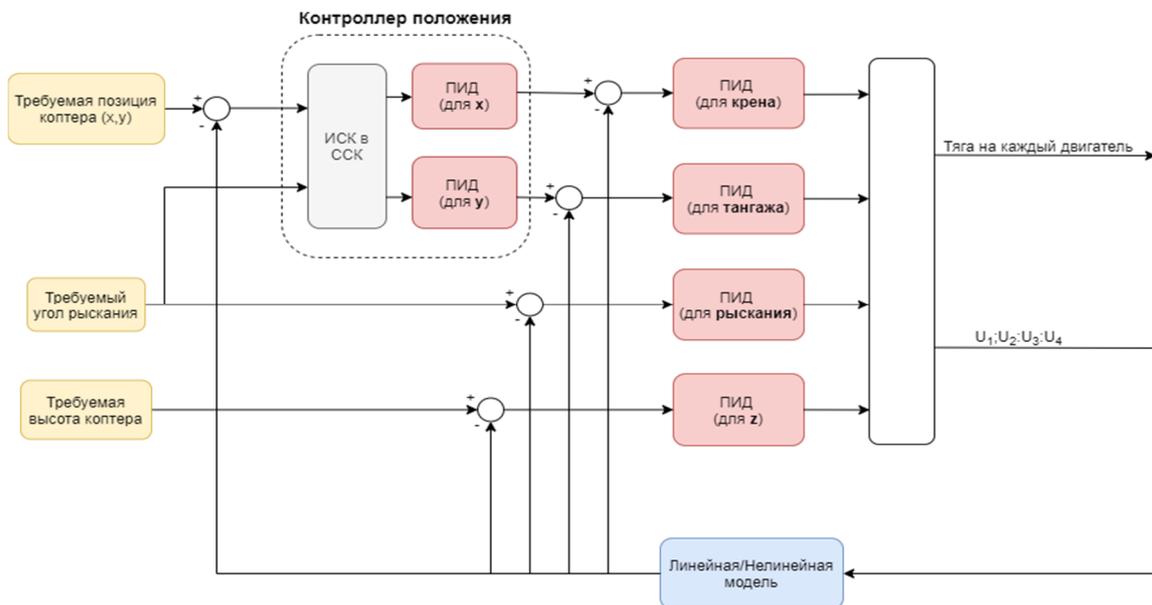


Рис. 1. Схема алгоритма управления для модели квадрокоптера

Для настройки коэффициентов ПИД-регуляторов используется линеаризованная математическая модель, а для реализации движения по программной траектории – нелинейная модель.

Моделирование. Для реализации требуемого алгоритма управления и для визуализации используется среда *Matlab/Simulink*. В *Simulink* было построено 3 линейные математические модели квадрокоптера и подобраны коэффициенты для каждого набора ПИД-регуляторов, которые позволяют реализовать движение по каждой из требуемых траекторий. Для наглядности, в данной работе используется визуализация из пакета *AerospaceBlockset*. На рис. 2–4 приведены графические иллюстрации работы ПИД-регуляторов. Исходя из полученных результатов, можно сделать вывод, что стабилизация по оси OZ происходит в течение 3 секунд: смещение вдоль оси OX и OY происходит за 4,5 секунды, поворот на 90 градусов вокруг собственной оси квадрокоптера происходит менее, чем за одну секунду.

Связь с реальным объектом. Для установления связи с квадрокоптером *Parrot Mambo* через *Bluetooth* используется дополнительный пакет *Simulink Support Package for Parrot Minidrones*. Данный пакет позволяет загружать собственное программное обеспечение на реальный объект.

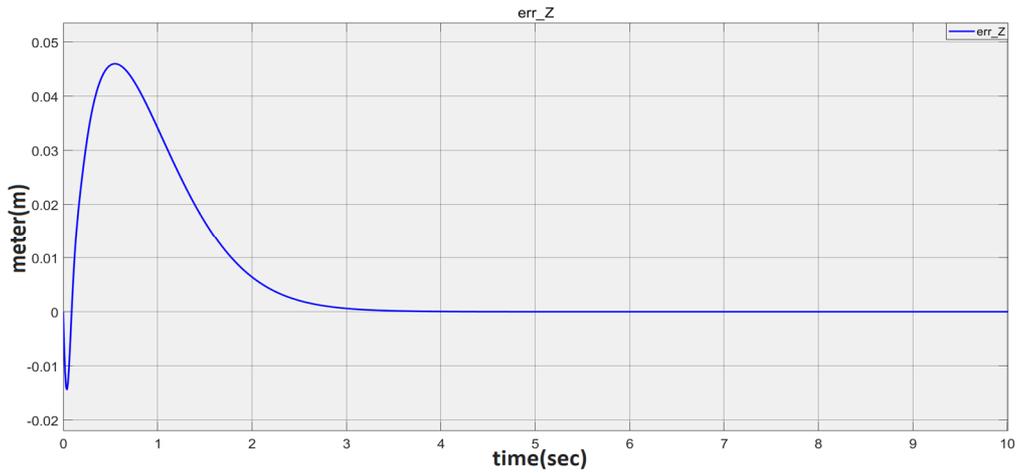


Рис. 2. Невязка координаты Z (высоты)

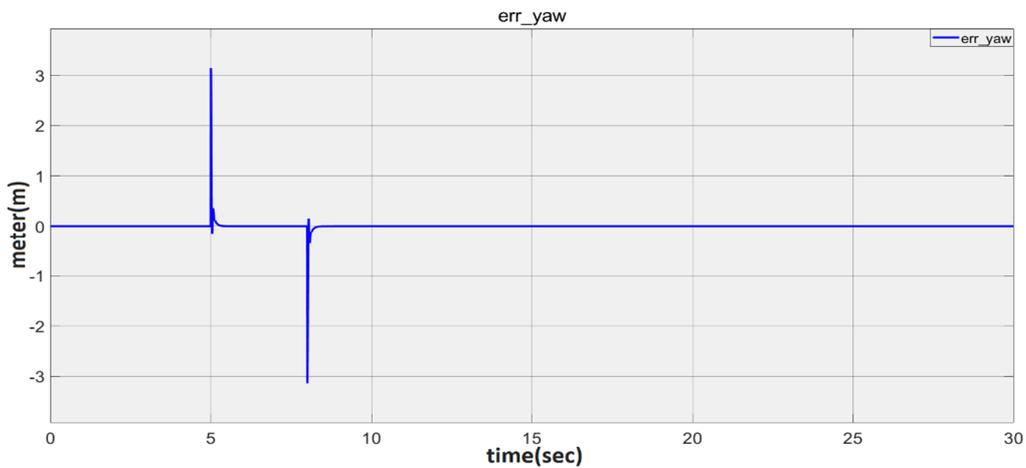


Рис. 3. Невязка угла крена

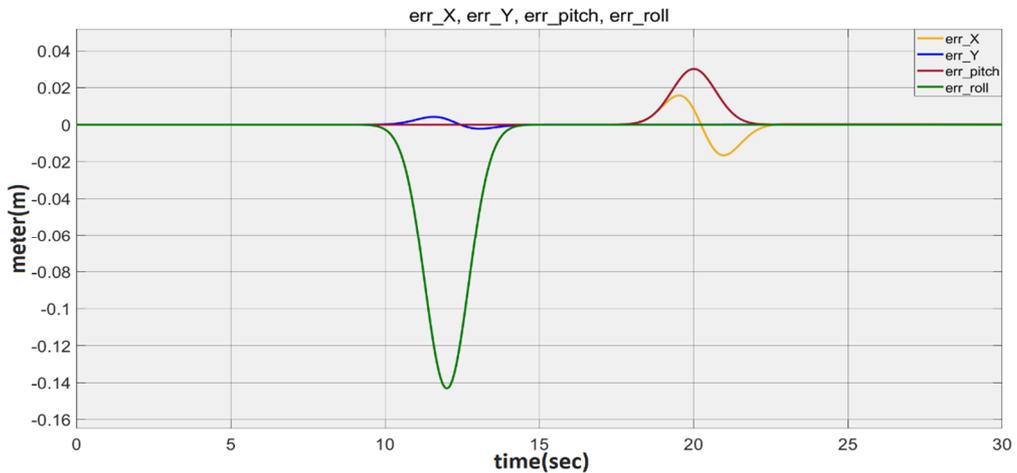


Рис. 4. Невязки координат x, y, и углов крена и тангажа

Заключение. В работе решена задача стабилизации движения квадрокоптера вдоль заданных программных траекторий с помощью построенного закона управления на основе ПИД регуляторов. Путем линеаризации исходной модели, была получена модель в отклонениях, после чего произведено численное моделирование в среде *Simulink*. Программа для обработки данных, получаемых с датчиков квадрокоптера, позволит загрузить разработанный проект с полученной моделью движения и блоком управления на основе ПИД-регуляторов из *Matlab/Simulink* на реальный объект *Parrot Mambo*.

ЛИТЕРАТУРА

1. **G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin**, “Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment”, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Aug. 2007. https://www.researchgate.net/publication/228808757_Quadrotor_Helicopter_Flight_Dynamics_and_Control_Theory_and_Experiment
2. **T. Bresciani**, Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter (2008). <https://lup.lub.lu.se/student-papers/search/publication/8847641>
3. MathWorks | Drone Simulation and Control [Электронный ресурс]. <https://www.mathworks.com/videos/series/drone-simulation-and-control.html>
4. **T. Luukkonen**, School of Science (2011). Available at: http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf

I.S. Trenev (V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, Moscow). **Movement stabilization of the parrot mambo quadcopter along a given trajectory based on pid-controllers.**

Abstract. In this work, the linearization of the quadcopter model is carried out and the program control is built based on the specified trajectories for this model, as well as the selection of the coefficients of the PID-controllers is carried out. Numerical simulation is performed and a stable connection with the quadcopter is established.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 681.51

А.А. ТКАЧЕНКО

(Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук, Москва)

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СТАБИЛИЗАЦИИ КВАДРОКОПТЕРА ПРИ ПОМОЩИ
ЛИНЕЙНО-КВАДРАТИЧНОГО РЕГУЛЯТОРА: МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПРАКТИКА**

В работе рассматривается применение LQR-регулятора к задаче управления полетом квадрокоптера, реализованного в среде Matlab. Для модели в отклонениях построен регулятор, обеспечивающий стабилизацию в точке. Работоспособность алгоритма продемонстрирована путем имитационного моделирования.

Введение. Квадрокоптер — это беспилотный летательный аппарат с четырьмя несущими винтами, расположенными на концах двух, пересекающихся в центре лучей. На борту такого аппарата устанавливается полетный контроллер, отвечающий за своевременное распределение сигналов по регуляторам оборотов, которые в свою очередь отправляют их на моторы, заставляя дрон менять свое положение в пространстве. Для того, чтобы аппарат передвигался в пространстве согласно нашим ожиданиям, необходимо спроектировать систему управления. Основным звеном такой системы является регулятор. Он позволяет следить за изменением состояния объекта управления и с помощью определенных алгоритмов синтезировать управляющие сигналы. В данной работе будет рассмотрен синтез системы управления, позволяющей стабилизировать квадрокоптер в пространстве. В качестве регулятора выбран LQR. Целью работы является моделирование полета квадрокоптера в среде Matlab с применением линейно-квадратичного регулятора и проверка правильности выведенной математической модели для дальнейшего тестирования на реальной физической модели аппарата.

Математическая модель. Математическая модель, описывающая динамику движения квадрокоптера, необходима для разработки регуляторов и для тестирования в имитационных полетах. Необходимо рассмотреть две системы координат: связанную с Землей ортогональную систему координат и связанную с корпусом аппарата ортогональную систему координат. Переход от системы координат, связанной с корпусом, к системе координат, связанной с Землей, осуществляется матрицей поворота R [1]:

$$R = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & S_\psi C_\theta & -S_\theta \\ C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & C_\theta S_\phi \\ C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $C_\alpha = \cos(\alpha)$; $S_\alpha = \sin(\alpha)$; θ, ϕ, ψ — углы Эйлера.

Уравнения поступательного движения квадрокоптера могут быть получены из второго закона Ньютона

$$\frac{d}{dt}(m\bar{V}) = \sum \bar{F}_i, \Rightarrow m\dot{\bar{V}} = mg \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + R \cdot \sum T_i \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где: m — масса аппарата; g — ускорение свободного падения; \bar{V} — вектор линейных скоростей; $\sum \bar{F}_i$ — сумма внешних сил; $\sum \bar{T}_i$ — суммарная тяга моторов.

Из второго закона Ньютона для вращательного движения получим

$$\sum \bar{M}_i = \frac{d\bar{L}}{dt}, \Rightarrow I\dot{\bar{\omega}} = -\bar{\omega} \times I\bar{\omega} + \bar{M}, \quad (3)$$

где: \bar{M} – момент вращающей силы; \bar{L} – момент импульса; I – момент инерции; $\bar{\omega} = [p, q, r]^T$ – вектор угловых скоростей.

Запишем кинематические дифференциальные уравнения для углов Эйлера [1]

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) \sec(\theta) & \cos(\phi) \sec(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Из уравнения (3) получим следующие соотношения для угловых скоростей и ускорений:

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \cdot qr + \frac{1}{I_{xx}} M_1, \quad (5)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \cdot rp + \frac{1}{I_{yy}} M_2, \quad (6)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \cdot pq + \frac{1}{I_{zz}} M_3. \quad (7)$$

Таким образом, получена система уравнений, описывающая динамику движения квадрокоптера.

Линеаризация. Для построения системы управления используется приближенная замена уравнений — линеаризация в окрестности желаемого положения. Определим положение равновесия следующим образом

$$\begin{aligned} \bar{x}_e &= (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \psi \ 0 \ 0 \ 0)^T, \\ \bar{u}_e &= (mg \ 0 \ 0 \ 0)^T. \end{aligned} \quad (8)$$

Тогда линейная система в отклонениях будет иметь вид

$$\Delta \dot{\bar{x}} = A \Delta \bar{x} + B \Delta \bar{u}, \quad (9)$$

где $\Delta \bar{x} = \bar{x} - \bar{x}_e$, $\Delta \bar{u} = \bar{u} - \bar{u}_e$, $A = \frac{\partial f(\bar{x}, \bar{u})}{\partial \bar{x}} \Big|_{\substack{\bar{x}=\bar{x}_e \\ \bar{u}=\bar{u}_e}}$, $B = \frac{\partial f(\bar{x}, \bar{u})}{\partial \bar{u}} \Big|_{\substack{\bar{x}=\bar{x}_e \\ \bar{u}=\bar{u}_e}}$.

LQR-синтез. Найдем закон управления в форме линейной обратной связи по состоянию

$$u = Kx, \quad K \in \mathbb{R}^{m \times n}, \quad (10)$$

минимизирующий квадратичный критерий качества [2]

$$J = \int_0^{\infty} [x^T(\tau) Q x(\tau) + u^T(\tau) R u(\tau)] d\tau, \quad (11)$$

где Q и R – положительно-определенные матрицы, которые, обычно, задаются таким образом, чтобы регулятор удовлетворял желаемой динамике. Чем больше значения коэффициентов Q относительно коэффициентов R , тем интенсивнее будет управляющий сигнал. Коэффициенты R и Q подбирались эмпирически. Матрица коэффициентов K , в таком случае, имеет вид

$$K = -R^{-1} B^T P, \quad (12)$$

где матрица P находится из матричного уравнения Риккати [3]

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0. \quad (13)$$

Моделирование. С помощью инструментов в среде Matlab был минимизирован функционал по вектору состояний x , определены матрицы P и матрица коэффициентов K . Для реализации имитационного моделирования модель была дополнена недостающими параметрами, такими как: масса, ускорение свободного падения и значения для тензора инерции. Результаты тестирования приведены на графиках (рис. 1.).

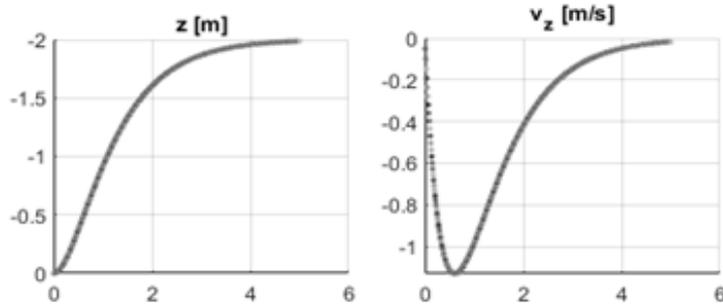


Рис. 1. Результаты моделирования

Практическая часть. Для реализации лабораторных испытаний и демонстрации алгоритмов управления была собрана модель летательного аппарата на базе полетного контроллера Pixhawk.



Рис.2. Полетный контроллер

Для управления настройками летательного аппарата, каналами связи и параметрами обратной связи системы стабилизации необходимо скачать и установить вспомогательное программное обеспечение. Воспользуемся программой *QGroundControl* [4]. Она позволяет отображать важную информацию, полученную с полетного контроллера: текущие координаты, состояние датчиков и их показания. Доступ к подобным данным необходим во время выполнения полетных задач.

После установки необходимо выполнить первоначальные настройки: загрузить прошивку, выбрать тип используемой рамы, откалибровать датчики акселерометра, гироскопа, а также регуляторы оборотов.

Заключение. В работе было реализовано моделирование полета квадрокоптера в среде Matlab с применением линейно-квадратичного регулятора и установлена корректность полученной математической модели. Полученный алгоритм управления может быть использован на собранном квадрокоптере на базе полетного контроллера Pixhawk. Для использования данного полетного контроллера с Matlab используется дополнительный вспомогательный пакет *UAV Toolbox Support Package for PX4 Autopilots*, который позволяет генерировать C++ код и использовать среду *PX4 toolchain* для создания и загрузки собственных алгоритмов, совместимых с Pixhawk, на борт летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Tommaso Bresciani** «Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter», Department of Automatic Control, Lund University, October 2008.
2. **Joao P. Hespanha** «Undergraduate Lecture Notes on LQG/LQR controller design», April 1, 2007.
3. **Mendes, A. S.** “Vision-based automatic landing of a quadrotor UAV on a floating platform”, Master of Science thesis, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 2012.
4. https://docs.qgroundcontrol.com/master/en/getting_started/download_and_install.html

A.A. Tkachenko (Institute of Control Sciences V.A. Trapeznikov Academy of Sciences, Moscow). **Solving the problem of stabilizing a quadcopter using a linear-quadratic controller: modeling and practice**

Abstract. The paper considers the application of LQR-synthesis to the simulation of a quadcopter flight, implemented in the Matlab environment. This simulation is necessary to establish the correctness of the derived mathematical model and the operability of the designed regulator before using it on the physical model of the device based on the Pixhawk flight controller.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ
УДК 681.51

П.С. НОСКОВА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АДАПТИВНЫЙ НАБЛЮДАТЕЛЬ НЕИЗВЕСТНОГО МАГНИТНОГО ПОТОКА ДЛЯ СИНХРОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОСТОЯННЫМИ МАГНИТАМИ

В работе представлен новый алгоритм синтеза наблюдателя магнитного потока для неявнополюсного синхронного двигателя с постоянными магнитами, основанный на использовании свойств линейной регрессии. Допущено, что некоторые электрические параметры двигателя, такие как сопротивление и индуктивность статора, являются известными и постоянными величинами.

Введение. На современном этапе развития технологий все больше растет интерес к бездатчиковому векторному управлению [1]. В первую очередь этот подход актуален для систем, установка датчиков в которых является невозможной или крайне затруднена. [2]

Использование алгоритмов синтеза наблюдателей для других технических систем связано с тем, что стоимость многих датчиков может быть весьма велика [3]. Экономическая выгода использования наблюдателей особенно очевидна при массовом производстве продукции или в условиях ограниченности числа измерительных устройств [2,3].

Одним из самых распространенных двигателей, используемых в промышленности, является синхронный двигатель с постоянными магнитами (СДМП). Современные алгоритмы синтеза наблюдателей для бездатчикового управления СДМП часто основываются на методах градиентного спуска и динамического расширения регрессора [4 -7]. Данные подходы зачастую обладают хорошими точностными характеристиками на всем диапазоне рабочих скоростей. Однако, оба этих метода основываются на интегрировании сигналов тока и напряжения, которые в реальных системах зашумлены. Таким образом, ошибки в измерениях этих величин накапливаются и приводят к ухудшению точности наблюдателя [8,9].

Целью настоящей работы является разработка нового способа синтеза адаптивного наблюдателя магнитного потока для СДМП, не использующего интегрирование зашумленных сигналов.

Постановка задачи. Модель неявнополюсного синхронного двигателя с постоянными магнитами в стационарной $\alpha\beta$ -системе описывается системой уравнений (1).

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = u - Ri \\ \lambda = Li + \lambda_m C(\theta), \end{cases} \quad (1)$$

где: $\lambda = [\lambda_\alpha, \lambda_\beta]^T$ - магнитный поток статора; $i = [i_\alpha, i_\beta]^T$ - ток; $u = [u_\alpha, u_\beta]^T$ - напряжение; L и R - известные индуктивность и сопротивление статора; λ_m - магнитный поток от постоянный магнитов; θ - электромагнитный угол; матрица $C(\theta)$ такая, что $C(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \\ \sin(\theta) \end{bmatrix}$.

Ставится задача синтеза наблюдающего устройства неизвестного вектора магнитного потока λ , обеспечивающего экспоненциальную сходимость ошибки к нулю.

Предлагаемый наблюдатель магнитного потока. Прежде чем выводить формулу линейной регрессии для магнитного потока, необходимо рассмотреть следующую лемму.

Лемма 1. (Swapping lemma [10]) Предположим, что f_1 и f_2 дифференцируемы. Тогда для них справедливо следующее тождество:

$$\frac{\alpha}{\alpha + p} (f_1 f_2) = \left(\frac{\alpha}{\alpha + p} f_1 \right) f_2 - \frac{\alpha}{\alpha + p} \left\{ \left(\frac{\alpha}{\alpha + p} f_1 \right) f_2 \right\}. \quad (2)$$

В рамках вывода новой параметризации второе уравнение из системы (1) после дифференцирования и применения фильтра $F(p) = \frac{\alpha}{\alpha + p}$ может быть переписано в виде

$$\begin{aligned} & F(p) \{\dot{\lambda}_1 \lambda_1\} - LF(p) \{i_1 \dot{\lambda}_1\} + F(p) \{\dot{\lambda}_2 \lambda_2\} - LF(p) \{i_2 \dot{\lambda}_2\} = \\ & = LF(p) \{\lambda_1 p i_1\} + LF(p) \{\lambda_2 p i_2\} - \frac{L^2}{2} F(p) \{i_1^2 + i_2^2\}. \end{aligned} \quad (3)$$

Применив к данному выражению лемму 1 и приняв, что $H(p) = \frac{\alpha p}{\alpha + p}$, можно получить модель линейной регрессии с двумя неизвестными: $y_1 = g_1 \lambda_1 + g_2 \lambda_2$, где

$$\begin{aligned} y_1 &= \frac{L^2}{2} F(p) \{i_1^2 + i_2^2\} + LF(p) \{\dot{\lambda}_1 H(p) i_1 + \dot{\lambda}_2 H(p) i_2\} - F(p) \{\dot{\lambda}_1 F(p) \lambda_1 + \dot{\lambda}_2 F(p) \lambda_2\}; \\ g_1 &= LH(p) i_1 - F(p) \dot{\lambda}_1; \quad g_2 = LH(p) i_2 - F(p) \dot{\lambda}_2. \end{aligned} \quad (4)$$

Расширим полученный регрессор с помощью алгоритма DREМBAO (динамическое расширение регрессора).

Введем переменную y_2 , которая может быть выражена как:

$$y_2 = F_n(p) y_1 = F_n(p) \{g_1 \lambda_1\} + F_n(p) \{g_2 \lambda_2\} = \lambda_1 g_3 - F_n(p) \{\dot{\lambda}_1 g_3\} + \lambda_2 g_4 - F_n(p) \{\dot{\lambda}_2 g_4\}, \quad (5)$$

где $g_3 = F_n(p) g_1$; $g_4 = F_n(p) g_2$.

Введем переменную y_3 , такую что: $y_3 = y_2 + F_n(p) \{\dot{\lambda}_1 g_3\} + F_n(p) \{\dot{\lambda}_2 g_4\} = \lambda_1 g_3 + \lambda_2 g_4$.

Итоговая модель линейной регрессии для определения составляющих магнитного потока статора:

$$\begin{cases} f_1 = \Delta \lambda_1 \\ f_2 = -\Delta \lambda_2, \end{cases} \quad (6)$$

где $\Delta = g_1 g_4 - g_2 g_3$; $f_1 = y_1 g_4 - y_3 g_2$; $f_2 = y_3 g_1 - g_2 g_3$.

Наблюдатель магнитного потока будем синтезировать в виде системы дифференциальных уравнений (3).

$$\begin{cases} \dot{\hat{\lambda}}_1 = -R i_1 + u_1 - \gamma_1 \Delta^2 \hat{\lambda}_1 + \gamma_1 \Delta f_1 \\ \dot{\hat{\lambda}}_2 = -R i_2 + u_2 - \gamma_2 \Delta^2 \hat{\lambda}_2 + \gamma_2 \Delta f_2. \end{cases} \quad (7)$$

Ошибка оценивания для данного наблюдателя будет иметь вид стандартного дифференциального уравнения $\tilde{\lambda} = \tilde{\lambda}(0) e^{-\gamma \int_0^t g^2(\tau) d\tau}$, которое обладает свойством экспоненциальной сходимости.

Для проверки работы полученного наблюдателя было произведено моделирование в среде *MATLAB* (блок-схема модели представлена на рис. 1). Для этого была построена модель неявнополюсного синхронного двигателя с постоянными магнитами на основании уравнений системы (1). Как видно из рис.2, ошибка оценивания магнитного потока для обеих фаз сходится к нулю. Исходя из этого, можем сделать вывод, что этот наблюдатель может быть использован в цепи обратной связи векторного управления СДПМ.

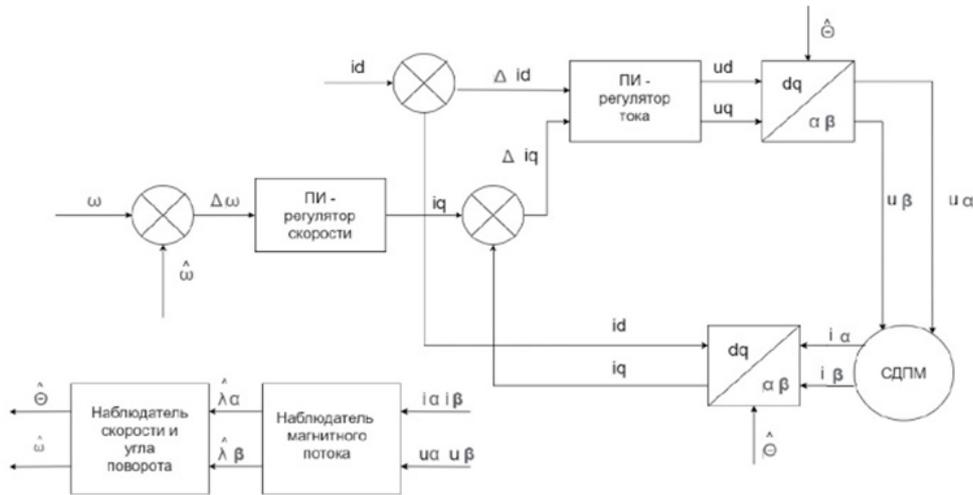


Рис.1. Блок схема моделирования векторного управления двигателем через наблюдатель

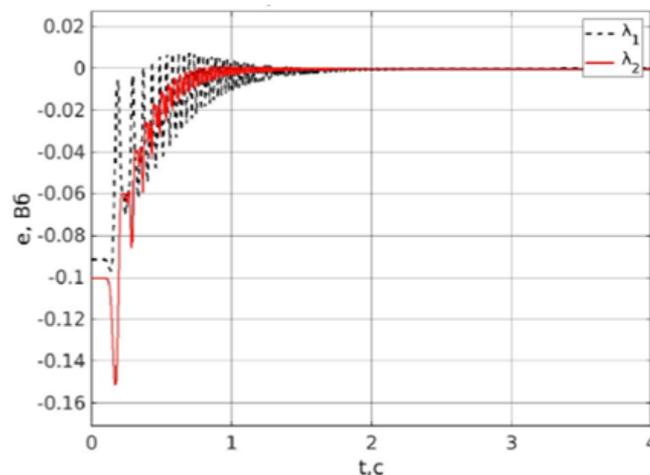


Рис.2. Ошибка оценивания магнитного потока полученным наблюдателем

Заключение. В работе был получен наблюдатель для неявнополюсного синхронного двигателя с постоянными магнитами, обеспечивающий экспоненциальный характер сходимости ошибки к нулю. При синтезировании наблюдателя использовался алгоритм DREМBAO, позволяющий расширить модель линейной регрессии.

ЛИТЕРАТУРА

1. **I. Alsofyani and N. R. N. Idris**, “A review on sensorless techniques for sustainable reliability and efficient variable frequency drives of induction motors,” *J. Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 24, pp.111–121, 2013
2. **R. Bojoi, M. Pastorelli, J. Bottomley, P. Giangrande, and C. Gerada**, “Sensorless control of pm motor drives – a technology status review,” in *2013 IEEE Workshop on Electrical Machines Design, Control and Diagnosis (WEMDCD)*. IEEE, 2013, pp. 168–182
3. **G. Zhang, G. Wang, and D. Xu**, “Saliency-based position sensorless control methods for pmsm drives—a review,” *Chinese Journal of Electrical Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 14–23, 2017.
4. **S. Aranovskiy, A. Bobtsov, R. Ortega, and A. Pyrkin**, “Performance enhancement of parameter estimators via dynamic regressor extension and mixing,” *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 62, no. 7, pp. 3546–3550, 2016.
5. **D. Bazylev, A. Pyrkin, and A. Bobtsov**, “Position and speed observer for pmsm with unknown stator resistance,” in *2018 European Control Conference (ECC)*. IEEE, 2018, pp. 1613–1618.
6. **R. Ortega, L. Praly, A. Astolfi, J. Lee, and K. Nam**, “Estimation of rotor position and speed of permanent magnet synchronous motors with guaranteed stability,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 19, no. 3, pp. 601–614, 2010.

7. **P. Bernard and L. Praly**, “Robustness of rotor position observer for permanent magnet synchronous motors with unknown magnet flux,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 50, no. 1, pp. 15 403–15 408, 2017.
8. **B. Weber, K. Wiedmann, and A. Mertens**, “Increased signal-to-noise ratio of sensorless control using current oversampling,” in *2015 9th International Conference on Power Electronics and ECCE Asia (ICPE-ECCE Asia)*. IEEE, 2015, pp. 1129–1134.
9. **A. S. Mohamed, M. S. Zaky, A. El Din, and H. A. Yasin**, “Comparative study of sensorless control methods of pmsm drives,” *Innovative Systems Design and Engineering*, vol. 2, no. 5, pp. 44–66, 2011.
10. **S. Sastry and M. Bodson**, *Adaptive control: stability, convergence and robustness*. NY: Dover Publications, 1989.

P.S. Noskova (ITMO University, St Petersburg) “**Adaptive Observer of Unknown Magnetic Flux for a Nonsalientpole Permanent Magnet Synchronous Motor**”

Abstract. In this paper a new algorithm for the synthesis of a magnetic flux observer for a nonsalientpole permanent magnet synchronous motor is presented. The following assumptions are made: some electrical parameters of the motor (the resistance and inductance of the stator) are known and constant, the current and voltage of motor are measurable. The proposed approach to observer synthesis is based on the use of trigonometric properties and linear filtering. It is proved that the proposed observer provides global exponential convergence of estimation errors to zero.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ
УДК 681.51

М. М. КОРОТИНА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

УЛУЧШЕНИЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗМУЩЕННОЙ ДИСКРЕТНОЙ СИСТЕМЫ

В работе представлен результат компенсации мультисинусоидального возмущения в дискретной системе при помощи прямого метода оценивания параметров и декомпозиции возмущения. Для оценивания параметров возмущения использовался дискретный градиентный алгоритм с применением процедуры динамического расширения регрессора и без нее. Приведено численное моделирование, иллюстрирующее улучшение переходных процессов оценивания параметров при использовании процедуры динамического расширения регрессора. Результаты работы могут быть востребованы при решении практических задач в областях обработки и оценивания гармонических и мультигармонических сигналов.

Введение. Проблема компенсации мультисинусоидальных возмущений играет важную роль в различных технических задачах [1–8]. Для решения этой задачи существуют подходы, основанные на компенсации действующего возмущения с использованием принципа внутренней модели [9], и подходы, основанные на сведении выхода возмущенной системы в некоторую ограниченную и достаточно малую область.

В настоящей работе для компенсации синусоидального и мультисинусоидального возмущения на выходе дискретной модели используется метод прямой компенсации возмущений, основанный на представлении помех в виде линейной комбинации выходов некоторых устойчивых звеньев. Улучшение переходных процессов при оценивании параметров регулятора достигнуто за счет использования модифицированной процедуры динамического расширения регрессора.

Постановка задачи. В работе рассматривается управление объектом в дискретном времени, и для произвольного сигнала $x(t)$ запись $x(h)$ является сокращенной формой записи $x(hT)$, где $T > 0$ – интервал дискретизации. В работе [1] был рассмотрен дискретный объект вида

$$y(h) = P(q^{-1})u(h) + \rho(h), \quad (1)$$

где $P(q^{-1}) = P_B(q^{-1})/P_A(q^{-1})$, $P_A(q^{-1})$ и $P_B(q^{-1})$ – известные полиномы, $\rho(h)$ – неизвестное мультисинусоидальное возмущение. Оператор запаздывания (оператор обратного сдвига) q^{-1} определяется следующим образом: $q^{-1}y(h) = y(h-1)$. Требуется компенсировать возмущения на выходе системы, то есть сформировать такой сигнал управления $u(h)$, чтобы выходной сигнал (1) стремился к нулю:

$$\lim_{h \rightarrow \infty} y(h) \rightarrow 0. \quad (2)$$

Декомпозиция возмущения. Приведение возмущения $\rho(h)$ к виду линейной регрессии было подробно представлено в работе [1]. Предполагая наличие точной модели, то есть $\hat{P}(q^{-1}) = P_B(q^{-1})$, оценка возмущения (1) может быть получена как

$$\rho(h) = \sum_{j=1}^{2N_{\max}} k_j x_j(h), \quad (3)$$

где k_j – неизвестный коэффициент, $x_j(h)$ – сигнал возмущения $\hat{\rho}(h)$, пропущенный через блок устойчивых фильтров параллельного соединения.

Процедура динамического расширения регрессора. Процедура динамического расширения и декомпозиции (процедура ДРД) была подробно описана в работах [9–10]. По завершении процедуры динамического расширения регрессора происходит декомпозиция расширенного уравнения, что позволяет преобразовать исходную линейную регрессию (3) к набору из n скалярных уравнений

$$Y_j(h) = \Delta(h)k_j, \quad (4)$$

где $j \in 1 \dots n$, $\Delta(h)$ является определителем расширенной матрицы $\Phi(h)$, $Y(h) := \text{adj}\{\Phi(h)\}Y(h)$, $\text{adj}\{\Phi(h)\}$ – союзная матрица от $\Phi(h)$. В качестве расширения исходной регрессионной модели (3) используется схема Крейссельмейера, которая сохраняет свойство неисчезающего возбуждения в расширенном регрессоре. Результат выполнения (2) представлен на рис. 1, где синим цветом обозначен выход системы при оценивании линейной регрессии (3) стандартным градиентным алгоритмом, а красным цветом выделено оценивание с предварительным использованием процедуры ДРД. Идентификация начинается с момента $t = 0.5$ с, с этого времени переходные процессы самой системы считаются завершенными.

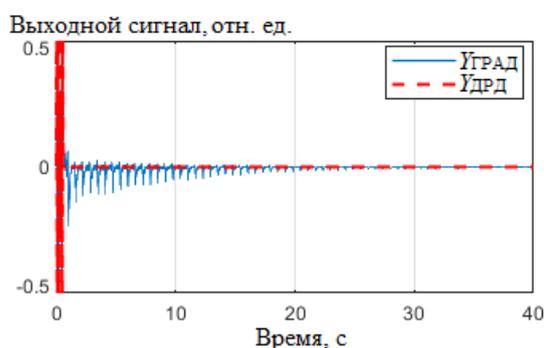


Рис. 1 Выходной сигнал $y(h)$ при компенсации возмущения $\rho(h)$ двумя методами

Заключение. В работе предложен метод компенсации мультисинусоидального возмущения с улучшенной параметрической сходимостью для дискретной системы (1). Улучшение заключается в монотонности оценивания неизвестных параметров регулятора управления. При выборе оператора для процедуры динамического расширения была предложена схема Крейссельмейера, обеспечивающая сохранение свойства неисчезающего возбуждения в дискретных системах.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Aranovskiy S., Freidovich L.** Adaptive compensation of disturbances formed as sums of sinusoidal signals with application to an active vibration control benchmark // *European Journal of Control*. 2013. Т. 19, № 4. С. 253–265.
2. **Veremey E., Sotnikova M.** Optimal filtering correction for marine dynamical positioning control system // *Journal of Marine Science and Application*. 2016. Т. 15, № 4. С. 452–462.
3. A globally k-exponentially stable nonlinear observer for the wave encounter frequency / D. J. Belleter [и др.] // *IFAC Proceedings Volumes*. 2013. Т. 46, № 33. С. 209–214.
4. **Chen X., Tomizuka M.** A minimum parameter adaptive approach for rejecting multiple narrow-band disturbances with application to hard disk drives // *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*. 2012. Т. 20, № 2. С. 408–415.
5. **Silva A. C.** Feedback adaptive compensation for active vibration control in the presence of plant parameter uncertainties : дис. ... канд. / Silva Abraham Castellanos. 2014.
6. Adaptive regulation—rejection of unknown multiple narrow band disturbances (a review on algorithms and applications) / **I. Landau** [и др.] // *Control Engineering Practice*. 2011. Т. 19, № 10. С. 1168–1181.
7. **Francis B., Wonham M.** The internal model principle of control theory // *Automatica*. 1976. Т. 12, № 5. С. 457–465.
8. **Nikiforov V.** Adaptive non-linear tracking with complete compensation of unknown disturbances // *European Journal of Control*. 1998. Т. 4, № 2. С. 132–139.
9. Enhanced parameter convergence for linear systems identification: the DREM approach / **A. Belov** [и др.] // 2018 European Control Conference (ECC). IEEE. 2018. С. 2794–2799.
10. On parameter tuning and convergence properties of the DREM procedure / M. Korotina [и др.], 2020.

М.М. Korotina (ITMO University, Saint Petersburg). **Improving identification of parameters of a disturbed discrete system controller**

Abstract. The paper presents the result of compensation for multisinusoidal disturbance in a discrete system using the direct method of parameter estimation and disturbance decomposition. To estimate the disturbance parameters, a discrete gradient algorithm was used with and without the dynamic expansion of the regressor. Numerical modeling is presented that illustrates the improvement of the transient processes of parameter estimation when using the procedure of dynamic expansion of the regressor. The results of the work can be in demand when solving practical problems in the areas of processing and evaluation of harmonic and multiharmonic signals.

УДК 681.51

А. А. ПЕРЕГУДИН
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

МЕТОД ПРИТЯГИВАЮЩИХ ЦИЛИНДРОВ И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ СТАБИЛИЗАЦИИ, СЛЕЖЕНИЯ И НАБЛЮДЕНИЯ

Представлен метод притягивающих цилиндров – обобщение метода инвариантных эллипсоидов на случаи задач слежения и наблюдения. На основе разработанного метода предложен алгоритм расчета параметров регулятора, обеспечивающего ограниченность ошибки стабилизации, слежения или наблюдения в присутствии ограниченных внешних возмущений.

Введение. Задача подавления ограниченных внешних возмущений на основе метода инвариантных эллипсоидов ранее рассматривалась в [1-3]. В частности, в [1] решалась задача стабилизации возмущенной системы с измеряемым состоянием с помощью статического регулятора; в [2] аналогичный подход применялся для стабилизации возмущенной системы с измеряемым выходом – к статическому регулятору был добавлен динамический наблюдатель Люенбергера; в [3] аналогичная задача была решена с помощью динамического регулятора общего вида. Однако во всех этих работах решалась только задача стабилизации объекта, но не задача слежения. Распространению метода инвариантных эллипсоидов на задачу слежения посвящены работы [4, 5], в которых на систему наложен ряд дополнительных условий. Так, в [4] предполагается, что все компоненты задающего воздействия измеряемы и могут быть использованы регулятором, а в [5] дополнительно предполагается, что их производные также измеряемы и ограничены. Отметим, что в обеих работах состояние объекта является измеряемым, а используемый регулятор – статическим.

Целью настоящей работы является обобщение метода инвариантных эллипсоидов на случай задачи слежения при использовании динамического регулятора по выходу. В качестве инструмента используется новый метод, основанный на притягивающих множествах более общего вида, в том числе неограниченных по части переменных.

Метод притягивающих цилиндров. Для описания рассматриваемых в настоящей работе притягивающих подмножеств вводятся следующие определения.

Определение 1. Подмножество пространства R^n , заданное как

$$\left\{ x \in R^n \mid x^T Q x \leq 1 \right\}, \quad (1)$$

где $Q \geq 0$ и $\text{rank} Q = k$, называется (k, n) -цилиндром.

Определение 2. Притягивающим (k, n) -цилиндром системы с вектором состояния $x(t) \in R^n$ называется множество (1) такое, что

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\sup x^T(t) Q x(t)) \leq 1, \quad (2)$$

а также если $Q \geq 0$, $x(t_0) \in (1)$, то $x(t) \in (1)$, при всех $t \geq t_0$.

Задача анализа. Определить условия, при выполнении которых в пространстве состояний линейной системы

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bf(t), f^T(t)Gf(t) \leq 1, G > 0, \forall t \geq 0, \quad (3)$$

существуют притягивающие (k, n) -цилиндры.

Поставленная задача анализа решена в рамках представленной работы, основной результат может быть сформулирован следующим образом: если существует матрица $C \in R^{k \times n}$ такая, что $rank C = k$, $CA(I - C^+C) = 0$, а также матрица $P > 0$ и число $\alpha > 0$ такие, что

$$\begin{bmatrix} PCAC^+ + (PCAC^+)^T + \alpha P & PCB \\ (PCB)^T & -\alpha G \end{bmatrix} < 0, \quad (4)$$

то подмножество $\{x \in R^n \mid x^T, C^T P C x \leq 1\}$ пространства состояний системы (3) удовлетворяет условию (2) и является притягивающим (k, n) -цилиндром. Можно показать, что представленное условие является не только достаточным, но и необходимым.

Задача синтеза. В рамках задачи синтеза рассматривается объект управления

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A_1 x(t) + B_1 u(t) + C_1 w(t), \\ y(t) = D_1 x(t) + E_1 u(t) + F_1 w(t), \end{cases} \quad (5)$$

где x – вектор состояния объекта, u – управление, w – внешнее возмущение, y – измеряемый выход, $A_1, B_1, C_1, D_1, E_1, F_1$ – известные матрицы соответствующих размерностей. Наряду с объектом управления рассматривается эталонная модель

$$\begin{cases} \dot{x}_r(t) = A_2 x_r(t) + C_2 h(t), \\ g(t) = D_2 x_r(t), \end{cases} \quad (6)$$

где x_r – вектор состояния эталонной модели, h – внешний задающий сигнал, g – выход эталонной модели, A_2, C_2, D_2 – известные матрицы соответствующих размерностей. Для достижения цели управления предполагается использование регулятора заданного динамического порядка вида

$$\begin{cases} \dot{x}_c(t) = A_3 x_c(t) + B_3 y(t) + C_3 g(t), \\ u(t) = D_3 x_c(t) + E_3 y(t) + F_3 g(t), \end{cases} \quad (7)$$

где x_c – вектор состояния регулятора, $A_3, B_3, C_3, D_3, E_3, F_3$ – матрицы регулятора, подлежащие выбору в процессе синтеза. Цель управления заключается в обеспечении сходимости целевой переменной

$$z(t) = K_1 x(t) + K_2 x_r(t) + K_3 x_c(t), \quad (8)$$

к ограниченному множеству вида $\{x \in R^{k-1} \mid x^T, P x \leq 1\}$ с заданной величиной $trace P^{-1}$ при известных эллипсоидальных ограничениях на сигналы $w(t)$ и $h(t)$. К частным случаям рассматриваемой задачи относятся следующие:

1. *Задача стабилизации.* Если $K_1 = I, K_2 = K_3 = 0$, то при отсутствии внешних воздействий цель управления принимает вид $\|x(t)\| \rightarrow 0$. В [3] показано, что такая задача может быть решена с помощью метода инвариантных эллипсоидов.
2. *Задача слежения.* Если $K_1 = I, K_2 = -I, K_3 = 0$, то при отсутствии внешних воздействий цель управления принимает вид $\|x(t) - x_r(t)\| \rightarrow 0$, что соответствует слежению вектора состояния объекта за вектором состояния эталонной модели.
3. *Задача наблюдения.* Если $K_1 = I, K_2 = 0, K_3 = -I$, то регулятор (7) превращается в наблюдатель, вектор состояния которого должен сходиться к вектору состояния объекта. При отсутствии внешних воздействий цель управления имеет вид $\|x_c(t) - x(t)\| \rightarrow 0$.

Если матрицы K_1 выбраны иным образом, то цель управления представляет собой некоторое сочетание задач стабилизации, слежения и наблюдения (возможно, по части переменных).

Таким образом, поставленная задача синтеза может быть интерпретирована как одна из этих трех базовых задач либо как их комбинация.

В рамках работы представлено решение поставленной задачи синтеза с помощью метода притягивающих цилиндров, а также приведены численные примеры решения задач слежения и наблюдения. Основные теоретические результаты сформулированы в виде теорем и обеспечены доказательствами. Также приводится ряд утверждений о (k, n) -цилиндрах, их топологии и поведении при линейных отображениях.

Заключение. В работе предложено обобщение метода инвариантных эллипсоидов, позволяющее находить притягивающие подмножества пространства состояний более общего вида. Показано, что предложенный метод может быть использован для решения задач стабилизации, слежения и наблюдения, а также их комбинаций. Предложен алгоритм, позволяющий применять основной результат на практике с помощью стандартных программных средств.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ, грант № МД-1054.2020.8

ЛИТЕРАТУРА

1. Назин С.А., Поляк Б.Т., Топунов М.В. Подавление ограниченных внешних возмущений с помощью метода инвариантных эллипсоидов. *АиТ*. 2007. № 3. С. 106-125.
2. Поляк Б.Т., Топунов М.В. Подавление ограниченных внешних возмущений: управление по выходу. *АиТ*. 2008. № 5. С. 72-90.
3. Хлебников М.В. Подавление ограниченных внешних возмущений: линейный динамический регулятор по выходу. *АиТ*. 2011. № 4. С. 27-42.
4. Железнов К.О., Хлебников М.В. Применение метода инвариантных эллипсоидов для решения линейной задачи слежения. *Тр. МФТИ*. 2013. Т. 5. № 4. С. 115-121.
5. Железнов К.О., Квинто Я.И., Хлебников М.В. Решение задачи слежения для линейной системы управления на основе метода инвариантных эллипсоидов. *УБС*. 2018. №71. С. 45-60.

A.A.Peregudin (ITMO University, Saint Petersburg). **Attracting Cylinder Method and its Applications to Stabilization, Tracking and Observation Problems**

Abstract. We present an attracting cylinder method, which is a generalization of the invariant ellipsoid method to the cases of tracking and observation problems. Based on the method developed, we propose an algorithm for calculating the parameters of a controller ensuring the boundedness of the stabilization, tracking or observation error in the presence of bounded exogenous disturbances. The efficiency of the approach proposed is demonstrated with examples.

УДК 681.51

В. Я. РЕВЯКИНА, К.С. АМЕЛИН
(Санкт-Петербургский государственный университет)

АВТОНОМНОЕ ГРУППОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ РОЕМ КОЛЕСНЫХ РОБОТОВ НА ОСНОВЕ ПРОТОКОЛА ЛОКАЛЬНОГО ГОЛОСОВАНИЯ

Рассматривается задача управления группой мобильных колесных роботов, которые не имеют данных о своем местоположении и о местоположении других членов группы, а от своих ближайших соседей получают только их состояние. Состоянием робота является курс движения и уверенность в этом курсе. Целью группы роботов является движение к источнику сигнала, при этом на пути могут быть установлены препятствия, которые могут закрывают прямую видимость на источник. В работе предлагается использовать протокол локального голосования для координации группы.

Введение. В настоящее время проблема группового управления роботами получает всё более актуальное значение [1]. Причем определяющими факторами успеха при решении таких задач является их адаптивность, то есть скорость принятия решений в условиях неопределенности и изменчивости окружающей среды.

Одним из важнейших вопросов группового управления является выбор и настройка алгоритма, который бы обеспечивал внутригрупповое взаимодействие для оптимального достижения общей цели. Для решения данной задачи выделяют централизованные и децентрализованные алгоритмы. В силу того, что для эффективного решения задачи и повышения надежности системы появляется необходимость использовать группу, состоящую из большого числа роботов, а также с учётом развития адаптивного и интеллектуального управления, всё больше рассматривается тенденция к децентрализации [2]. Как известно, в децентрализованном подходе каждый агент внутри группы самостоятельно принимает решение о следующем шаге на основании некоторых локальных правил.

В существующих системах, с точки зрения программной и аппаратной организации сети, децентрализация реализуется лишь на уровне принятия решений роботом, а на уровне алгоритмов передачи данных и формирования связей сеть остаётся централизованной за счет необходимости использовать карту маршрутизации данных.

При использовании роботов в закрытых помещениях не всегда есть возможность организовать общую систему позиционирования в пространстве. В таких ситуациях актуальной задачей становится автономное определение местоположения в пространстве по данным окружающего мира, а в частности по информации от соседей группы.

В докладе представлены результаты исследования работы группы колесных роботов, которые движутся на источник сигнала, не знают своего местоположения в пространстве и местоположение относительно других членов группы, получают только данные о дальности до препятствий по ходу движения, магнитный азимут и состояние своих ближайших соседей (курс движения и уверенность в нём). За счет движения роботов топология сети постоянно меняется, что влечет за собой постоянное изменение карты маршрутов. В связи с описанными ограничениями в докладе предлагается метод построения сети без маршрутизации данных и использовать протокол локального голосования для оценки состояния внешнего мира и положения в нем [3].

Координация группы через протокол локального голосования.

Протокол локального голосования. Одним из способов исключения централизации является построение оценок о состоянии всей системы в целом. Для решения такой задачи в группе роботов можно применить алгоритмы достижения консенсуса в сети. Для балансировки нагрузки в сети может использоваться протокол локального голосования [3].

Пусть группа состоит из N роботов, робот i имеет $N^i(t)$ соседей в момент времени t . В каждый момент времени все роботы группы рассчитывают своё состояние, которое характе-

ризует курс его движения с уверенностью в нём. От каждого соседа робот i получает наблюдение о их состоянии:

$$y^{i,j}(t) = x^j(t) + w^{i,j}(t), \quad (1)$$

где: $x^j(t)$ – состояние робота j , который является соседом робота i ; $w^{i,j}(t)$ – шум (помехи). В протоколе локального голосования для каждого узла корректирующий сигнал (управление) определяется, как взвешенная сумма разностей между информацией о его состоянии и информации о состоянии его соседей:

$$u^i(t) = \alpha \sum_{j \in N^i(t)} (y^{i,j}(t) - y^{i,i}(t)), \quad (2)$$

где: $\alpha > 0$ – параметр шага для протокола управления. В результате применения вок $u^i(t)$, у каждого робота формируется оценка состояния системы в данный момент времени. Цель балансировки достичь консенсуса в оценки системы. Консенсус считается достигнутым если $x_t^i = x_t^j, \forall i, j \in N, i \neq j$.

Имитационное моделирование. Имитационное моделирование проводилось в симуляторе Webots (webots.com). Моделирование системы содержит 100 одинаковых роботов, с идентичным программным кодом управления. Целью каждого робота является движение в сторону источника светового излучения, уклонение от столкновения с препятствиями и другими роботами. Роботы имеют 4 датчика освещенности, один дальномер, один магнитометр, и приёмопередающий модуль для обмена данными. На основе данных с датчиков освещенности, магнитометра и дальномера, выбирается желаемое направление движения робота на источник. Уровень доверия робота к выбранному курсу рассчитывается на основании данных о дальности до препятствия и уровня светового излучения на всех четырех датчиках освещенности. Далее роботы обмениваются данными о курсе и уверенности в нем. На основании данных, полученных от соседей, рассчитывается скорректированный желаемый курс движения.

Для отказа от маршрутизации данных групповое взаимодействие роботов организовано таким образом, чтобы им не приходилось налаживать прямое соединение с соседом. Передающий модуль робота транслирует данные о своем состоянии, на выделенном ему канале, всем роботам. При этом мощность сигнала передающего устройства такова, что его могут поймать только роботы, которые находятся на расстоянии 1 метра. Для получения данных приемный модуль сканирует все частоты группы и получает данные от ближайших соседей. Для исключения большого потока данных в приемном модуле ставится ограничение по количеству связей не более 5 связей за такт. Если соседей больше пяти, то принимающий модуль робота выбирает 5 соседей случайным образом.

Для предотвращения столкновения используются данные дальномера. В зависимости от данных дальномера робот выбирает одну из трех стратегий движения: при отсутствии препятствий робот движется к источнику излучения согласно рассчитанному желаемому курсу; включает поправку в курс, если препятствие на расстоянии от 80 до 40 см; вращается на месте, если дальность менее 40 см.

Заключение. В ходе работы было получено описание модели группы роботов с децентрализованным управлением. Показан пример организации связи между роботами без использования карты маршрутизации. Предложен и рассмотрен алгоритм локального голосования для оценки состояния группы и расчета поправки в курс движения. В дальнейшем планируется реализовать полученные результаты исследования на реальной группе колесных роботов.

Работа выполнена в рамках проекта «Искусственный интеллект и наука о данных: теория, технология, отраслевые и междисциплинарные исследования и приложения» по государственному заданию СПбГУ»

ЛИТЕРАТУРА

1. **Vicsek T., Zafeiris A.** Collective motion // Physics Reports, vol. 517, issues 3–4, 2012.
2. **Каляев И. А., Гайдук А. Р., Капустян С. Г.** Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов. Монография. 2009. С. 279.

3. **Амелина Н.О.** Применение протокола локального голосования для децентрализованной балансировки загрузки сети с переменной топологией и помехами в измерениях // Вестник СПбГУ. Серия 1. Математика. Механика. Астрономия. 2013. № 3. С. 12–20.

V.Y.Revyakina, K.S.Amelin (Saint-Petersburg State University, Saint-Petersburg). **Autonomous group control of wheeled robots swarm based on local voting protocol.**

Abstract. The problem control of mobile wheeled robot's swarm which not have data about location and the location of other robots, and only receive their state from nearest neighbors is considered. The state of the robot is the course of movement and confidence in this course. The goal of robots is to move towards the signal source, while there may be obstacles on the way. The local voting protocol to coordinate the group of robots is proposed.

УДК 517.928

А. В. ЛУКИН

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт прикладной математики и механики, Высшая школа механики и процессов управления)

НЕЛИНЕЙНАЯ ДИНАМИКА МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РЕЗОНАТОРА ПРИ ДЕЙСТВИИ СИСТЕМ ФАЗОВОЙ АУТОПОДСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ ГЕНЕРАТОРА И СТАБИЛИЗАЦИИ АМПЛИТУДЫ КОЛЕБАНИЙ

Работа посвящена исследованию динамики микромеханического резонатора при действии систем фазовой автоподстройки частоты генератора и стабилизации амплитуды колебаний. Особое внимание направлено на изучение фактора нелинейности упругой восстанавливающей силы резонатора. Установлено, что выбор параметров системы управления на основе анализа устойчивости рабочего резонансного режима для механически линейной модели, в общем случае, не обеспечивает требуемой резонансной фазовой настройки и стабилизации амплитуды колебаний. Разработана методика определения реальных областей стабильной работы системы генерации колебаний.

Введение. Высокие требования к стабильности работы резонансных датчиков (в частности, чувствительных элементов микроэлектромеханических вибрационных гироскопов) приводят к необходимости применения систем управления с обратной связью, обеспечивающих постоянство амплитуды колебаний резонатора и его частотную настройку на резонанс. Первая из названных задач, как правило, решается с помощью системы автоматической регулировки усиления (АРУ) [1-4]. Для решения второй задачи широкое распространение получили системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) [5-7]. Математическое моделирование динамики микроэлектромеханических систем (МЭМС) в условиях работы подобных алгоритмов управления представляет значительный теоретический и прикладной интерес. Различным аспектам этой проблемы посвящено большое число научных работ. В [8] проведено аналитическое исследование стационарных колебательных процессов для механически линейного резонатора с учетом действия системы АРУ. В той же работе рассмотрена динамика системы двух слабо связанных осцилляторов в контуре управления. В [9] изучена динамика резонатора при действии системы ФАПЧ. Качественное исследование динамики механически линейного резонатора при совместном действии систем АРУ и ФАПЧ выполнено в [10]. Математическим аппаратом названных работ являются прикладные методы нелинейной теории колебаний (прежде всего, метод усреднения). Отдельную область исследований составляет изучение существенно нелинейных эффектов, характерных для рассматриваемых алгоритмов управления и управляемых систем в целом. Так, в ряде работ исследуется нелинейная динамика и бифуркации режимов работы контура ФАПЧ [11,12]. Установлено существование в динамике системы ФАПЧ скрытых аттракторов. Отмечаются и преодолеваются связанные с этим трудности численного моделирования интересующих процессов [13]. Настоящая работа посвящена качественному (параметрическому) исследованию нелинейной динамики МЭМС-резонатора с нелинейной упругой характеристикой при совместном действии систем АРУ и ФАПЧ. Рассматриваются вопросы устойчивости стационарных колебательных режимов, их эволюции и ветвления в зависимости от ключевых механических параметров резонатора и параметров системы управления.

Математическая модель. Схема ФАПЧ содержит фазовый детектор, фильтр нижних частот (ФНЧ), регулятор и опорный генератор, управляемый напряжением (ГУН) [7]. Схема представляет собой замкнутую систему управления, задача которой состоит в обеспечении требуемой разности фаз между выходным сигналом преобразователя емкость-напряжение датчика перемещений резонатора и опорным сигналом ГУН.

Научный руководитель: чл.-корр. РАН, директор, научный руководитель Индейцев Д.А.

Амплитудный канал, реализующий схему АРУ, состоит из амплитудного детектора и пропорционально-интегрального регулятора. Математическая модель резонатора в системе ФАПЧ-АРУ описывается следующей системой уравнений

$$\begin{aligned} \ddot{x} + cx + \omega_n^2 x + \beta x^3 &= A \cos \theta, \\ \dot{\theta} &= \omega_0 + K_{VCO} z, \\ \dot{z} &= K_I^{PLL} y, \\ \dot{y} &= \lambda^{PLL} (K_G x \cos \theta - y), \\ A &= K_p (X_0 - r) + B, \\ \dot{B} &= K_I^{AGC} (X_0 - r), \\ \dot{r} &= \lambda^{AGC} \left(\frac{\pi}{2} |x| - r \right), \end{aligned} \quad (1)$$

где: x – перемещение резонатора, ω_n – собственная частота резонатора, c – параметр диссипации, β – коэффициент при кубическом члене в восстанавливающей силе ($\beta = \kappa \frac{\omega_n^2}{X_0^2}$), θ – фаза ГУН, z – сигнал управления ГУН, y – выходной сигнал фазового детектора, ω_0 – собственная (свободная) частота ГУН, K_{VCO} – пропорциональный коэффициент усиления ГУН, K_I^{PLL} – интегральный коэффициент усиления регулятора, K_G, λ^{PLL} – коэффициент передачи и частота полюса ФНЧ ФАПЧ, A – выходной сигнал схемы АРУ, B – сигнал управления АРУ, r – оценка текущей амплитуды колебаний, K_p, K_I^{AGC} – пропорциональный и интегральный коэффициенты регулятора схемы АРУ, λ^{AGC} – частота полюса ФНЧ АРУ, X_0 – требуемая амплитуда стационарных колебаний.

Исследование динамики системы в пространстве параметров выполняется с помощью метода усреднения. Искомое решение для механического звена представляется в виде

$$x = a(t) \cos[\theta(t) + \phi(t)], \quad (2)$$

где $a(t)$ – амплитуда, $\theta(t) + \phi(t)$ – мгновенная фаза колебаний. Мгновенная фаза ГУН равна θ , поэтому ϕ – разность фаз между резонатором и ГУН.

Переменная θ является «быстрой» и может рассматриваться как нормализованное время. Следуя процедуре метода усреднения, приходим к автономной системе дифференциальных уравнений, описывающей эволюцию медленных переменных $\tilde{a}, \tilde{\phi}, \tilde{z}, \tilde{y}, \tilde{B}, \tilde{r}$. Возможным стационарным периодическим режимам системы (1) соответствуют неподвижные точки (положения равновесия) динамической системы в медленных переменных.

Анализ эволюции стационарных режимов работы резонатора, их устойчивости и бифуркаций выполняется с помощью численных методов теории продолжения [14].

Основные результаты. Локальный анализ динамики системы в окрестности рабочего резонансного режима колебаний с заданной постоянной амплитудой позволил найти явный символьный вид условий устойчивости рассматриваемого решения по параметрам системы управления ФАПЧ-АРУ и по механическим параметрам резонатора (степень нелинейности силовой характеристики, величина добротности). Установлено, что выбор параметров системы управления на основе анализа устойчивости рабочего резонансного режима для механически линейной модели, вообще говоря, не обеспечивает требуемой стабилизации амплитуды и относительной фазы колебаний.

Численным моделированием обнаружены притягивающие (устойчивые) сложные многочастотные режимы колебаний с переменной амплитудой и фазой (рис. 1–2). Указанные режимы являются нежелательными (паразитными) с точки зрения целевых функций резонатора как первичного колебательного контура датчика инерциальной информации. Отмечена множественность подобных режимов при фиксированных параметрах системы, характеризующихся своими областями притяжения по начальным условиям и иным возмущениям, а также их сосуществование с рабочим стационарным режимом. На рис. 1 показан пример нестабильной работы автоколебательного контура. Физически полученное решение соответствует гистерезисному движению изображающей точки в пространстве «амплитуда-частота» воздействия по резо-

нансной (амплитудно-частотной) характеристике (АЧХ) механического звена (резонатора): в силу нелинейности скелетная кривая имеет наклон вправо, что приводит к возможности явления «срывов» колебаний при прохождении через соответствующие предельные точки на АЧХ. Рис. 2 характеризует механизм рождения из стационарного движения предельного цикла по сценарию бифуркации Андронова-Хопфа с последующим каскадом бифуркаций удвоения периода, приводящим к квази-хаотическому движению в системе.

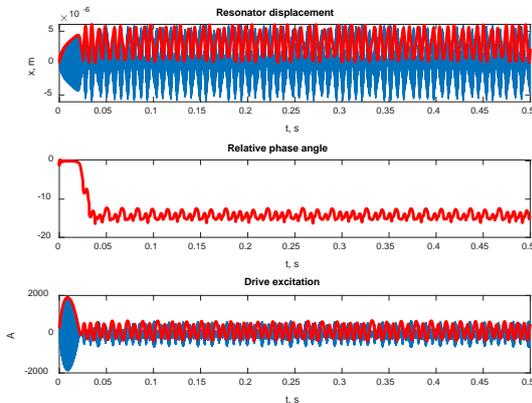


Рис. 1. Динамика системы при $Q = 100, \kappa = 2.5\%$

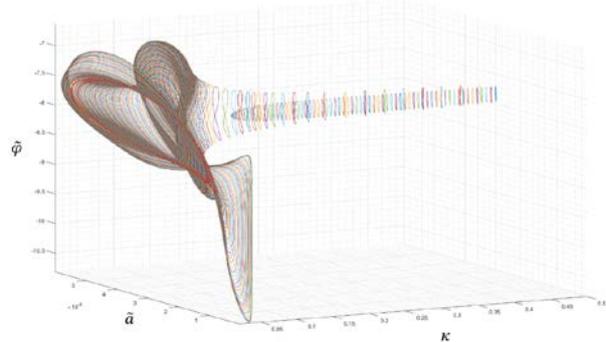


Рис. 2. Эволюция предельного цикла

Выполнено аналитическое исследование механизмов появления указанных паразитных режимов и их эволюции при изменении ключевых параметров системы: степени механической нелинейности κ , добротности резонатора Q и частот полюсов фильтра нижних частот контуров ФАПЧ и АРУ. На основе применения программного комплекса MATCONT [15] развита численная методика нахождения областей существования подобных режимов в пространстве параметров системы.

Заключение. Для рассмотренных расчетных случаев определены реальные области стабильной работы системы управления (не совпадающие, как было обнаружено, с областями устойчивости рабочего резонансного режима – по причине присутствия в фазовом пространстве системы скрытых притягивающих аттракторов). Разработана методика определения подобных областей стабильной работы систем генерации колебаний подвижных элементов микроэлектромеханических систем.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20–01–00537

ЛИТЕРАТУРА

1. **Alper S., Sahin K., Akin T.** An Analysis to Improve Stability of Drive-Mode Oscillations in Capacitive Vibratory MEMS Gyroscopes. 2009 IEEE 22nd International Conference on Micro Electro Mechanical Systems. 2009.
2. **Dong L., Avanesian D.** Drive-Mode Control for Vibrational MEMS Gyroscopes. IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2009.
3. **Zhu H. et al.** Drive mode control for MEMS gyroscopes with electrostatically tunable structure. 2013 International Conference on Manipulation, Manufacturing and Measurement on the Nanoscale. 2013.
4. **Nesterenko T., Barbin E., Baranov, P.** Amplitude control system of drive-mode oscillations of MEMS gyroscopes. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019.
5. **Wu H. et. al.** Stability analysis of MEMS gyroscope drive loop based on CPPLL. Asia Pacific Conference on Post-graduate Research in Microelectronics and Electronics. 2011.
6. **Alper D., Hanay S.** Phase-Locked Loop based Resonant Sensors: A Rigorous Theory and General Analysis Framework for Deciphering Fundamental Sensitivity Limitations due to Noise. <https://arxiv.org/abs/1903.06497> . 2019.
7. **Люкшонков Р.Г.** Термокомпенсация в микромеханических гироскопах с контуром стабилизации амплитуды первичных колебаний. Дисс. на соискание уч. ст. к. т. н. СПб. ИТМО. 2016.
8. **Vakakis A., M'Closkey R.** Analysis of a microsensor automatic gain control loop. Proceedings of the American Control Conference. 1999.
9. **Sun X., Horowitz R., Komvopoulos K.** Stability and Resolution Analysis of a Phase-Locked Loop Natural Frequency Tracking System for MEMS Fatigue Testing. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control-transactions of The ASME. V. 124. 2002.

10. **Park S. et al.** Oscillation Control Algorithms for Resonant Sensors with Applications to Vibratory Gyroscopes. Sensors. V. 9. 2009.
11. **Kuznetsov N. et al.** Hold-In, Pull-In, and Lock-In Ranges of PLL Circuits: Rigorous Mathematical Definitions and Limitations of Classical Theory. IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers. 2015.
12. **Ponomarenko V.** Complicated dynamic regimes in phase-controlled self-excited oscillation system. Journal of Communications Technology and Electronics. V. 62. 2017.
13. **Kuznetsov N. et al.** Hidden attractors in dynamical models of phase-locked loop circuits: Limitations of simulation in MATLAB and SPICE. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. V. 51. 2017.
14. **Kuznetsov Yu.** Elements of Applied Bifurcation Theory. Springer. 2004.
15. **Govaerts W. et al.** MATCONT: Continuation toolbox for ODEs in Matlab. August 2019, adapted for version MatCont 7.1.

A. V. Lukin (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes). **Nonlinear dynamics of MEMS resonator in PLL-AGC self-oscillation loop**

Abstract. The work is devoted to the study of a MEMS resonator dynamics under the action of phase-locked and automatic gain control loops. Particular attention is directed to the study of the nonlinearity factor of the resonator elastic restoring force. It was found that the determination of control system parameters based on the stability analysis of the operating resonant mode, in the general case, does not provide the required phase adjustment and stabilization of the oscillation amplitude. Stable multifrequency modes of oscillations are found, an analytical study of the mechanisms of their appearance and evolution is carried out under variation of the key parameters of the system. The real regions of the control system stable operation are determined (which do not coincide, as was found, with the regions of stability of the operating resonant mode, due to the presence of hidden attractors in the phase space of the system). A methodology has been developed for identifying such areas of stable operation. A significant complication of the structure of possible motions in the system with an increase in the Q-factor of the resonator is revealed.

УДК 681.51

Ю.С. ЗАЙЦЕВА

(Санкт-Петербургский государственный университет, Институт проблем машиноведения РАН)

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ВОЗБУЖДЕНИЯ ИНТЕГРАТОРА В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ МЕТОДОМ НЕЛИНЕЙНОЙ КОРРЕКЦИИ

Рассматривается нелинейная система управления летательным аппаратом с пропорционально-интегрально-дифференцирующим регулятором. При насыщении скорости привода управляющей поверхности летательного аппарата интегральная составляющая регулятора накапливает ошибку управления, что приводит к большим рассогласованиям, или к виндапу интегратора. Для устойчивой модели летательного аппарата предлагается предотвратить виндап с помощью введения в контур управления нелинейного корректирующего устройства.

Введение. В системах автоматического управления с обратной связью широко применяют пропорционально-интегрально-дифференцирующий (ПИД) регулятор [1]. Его назначением является формирование управляющего сигнала с целью получения необходимой точности и качества переходного процесса. В системах с нелинейными приводами присутствуют физические ограничения в виде насыщения скорости и уровня сигнала, поэтому при управлении с ПИД-регулятором ошибка управления интегрируется регулятором и при больших рассогласованиях не может парироваться из-за наличия насыщения. Это приводит к потере устойчивости, появлению в системе колебательных или расходящихся переходных процессов. Для решения этой проблемы существует метод анти-виндап коррекции, состоящий во введении дополнительных обратных связей и/или регуляторов [2]. Касаемо авиации, можно отметить следующие работы. В [3] синтез анти-виндап регулятора проводят на основе оптимизации области устойчивости системы, рассматривая одновременно насыщение привода по уровню и скорости. В работе [1] рассмотрена задача синтеза анти-виндап регулятора, обеспечивающая конвергентность замкнутой системы летательного аппарата (ЛА) для некоторого класса задающих воздействий. Техническая реализация анти-виндапа затруднена в таких системах, поэтому предлагаемый доклад посвящен предотвращению виндапа в нелинейной системе управления летательным аппаратом с ПИД-регулятором методом нелинейной коррекции, которая хорошо зарекомендовала себя в задаче предотвращения колебаний, вызванных летчиком [4].

Нелинейная коррекция в контуре управления углом крена. Рассмотрим систему управления полетом нейтрально устойчивого ЛА по углу рыскания, состоящую из модели ПИД-регулятора, сервопривода и ЛА, и описываемую следующей передаточной функцией [1]:

$$W_u^{\sigma_r}(s) = \frac{173(s+0.113)(s^2+0.208s+0.261)}{s^2(s^2+0.288s+1.61)(s^2+11.5s+67.2)}, \quad (1)$$

где σ_r – сигнал на входе сервопривода, u – сигнал на выходе ПИД-регулятора.

Введем в контур управления нелинейное корректирующее устройство (НКУ) так, что управляющий сигнал ПИД-регулятора будет поступать на вход НКУ. Уравнения, описывающие НКУ, имеют вид [4,5]:

$$y = |u| \text{sign}(W(s)u), \quad (2)$$

где: y – сигнал на выходе НКУ; $W(s)$ – передаточная функция фазоопережающего фильтра вида:

$$W(s) = \frac{T_2s+1}{T_1s+1}, \quad (3)$$

где: T_1, T_2 – постоянные времени, $0 < T_1 < T_2$.

аучный руководитель – д.т.н., доцент, ведущий научный сотрудник Андриевский Б.Р.

Результаты моделирования. При достижении приводом ограничения скорости 20 град/с, в системе возникают расходящиеся колебания. Результаты моделирования представленные на рис. 1, где обозначены ψ^* , ψ – входной и выходной сигнал соответственно.

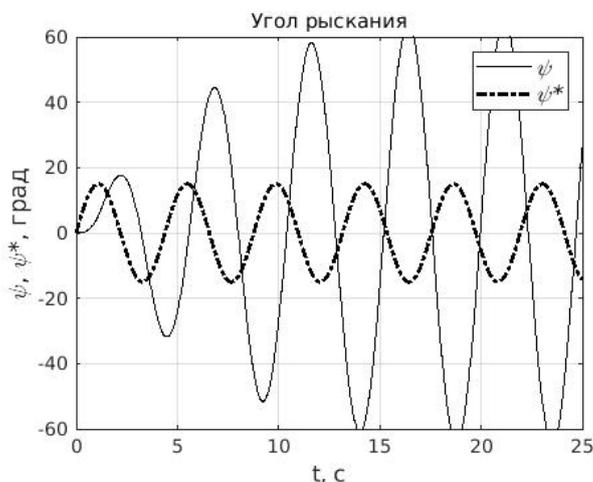


Рис. 1. Реакция выхода нескорректированной системы на гармоническое воздействие при насыщении скорости привода

В результате моделирования после введения НКУ (2), (3) в систему (1) получены переходные процессы, представленные на рис. 2. Параметры НКУ: $T_1 = 0,001$, $T_2 = 2,5$.

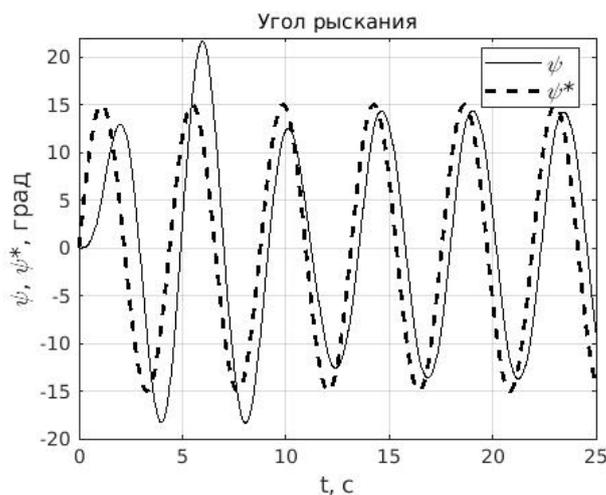


Рис. 2. Реакция выхода скорректированной системы на гармоническое воздействие при насыщении скорости привода

Заключение. В данной работе введена нелинейная коррекция в систему управления ЛА для предотвращения виндапа регулятора. В результате коррекции нелинейная система стабилизируется, что проиллюстрировано на переходных процессах при гармоническом входном сигнале. Дальнейшее исследование может быть направлено в сторону нахождения диапазона величин амплитуд входных сигналов, допустимых при использовании этого метода.

Работа проводилась при поддержке ведущих научных школ РФ 2020-2021 (НШ-2624.2020.1)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Леонов Г.А., Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Погромский А.Ю.** Управление летательными аппаратами с АУ-коррекцией. Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2012. №2. 36 с.

2. **Андреевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Леонов Г.А.** Методы подавления нелинейных колебаний в астатических системах автопилотирования летательных аппаратов. Известия РАН. Теория и Системы Управления. 2017. №3. С. 118–134.
3. **Queinnec I., Tarbouriech S., Biannic J.-M., Prieur C.** Pilot-induced-oscillations alleviation through anti-windup based approach. Space Engineering Modeling and Optimization with Case Studies. 2016. vol. 15. p. 401–423.
4. **Зайцева Ю.С.** Подавление колебаний в контуре управления «оператор-беспилотный летательный аппарат». Материалы XXI конф. молодых ученых с межд. участием: «Навигация и управление движением». 2019. с. 222–223.
5. **Зельченко В.Я., Шаров С.Н.** Нелинейная коррекция автоматических систем. Л.: Судостроение. 1981. 167 с.

I.S. Zaitceva (S-Petersburg State University, Institute for Problems of Mechanical Engineering of the RAS, S-Petersburg).
Prevention of exciting integrator in the aircraft control system through the nonlinear correction method.

Abstract. The paper considers a nonlinear control system for an aircraft with a proportional-integral-differentiating controller. The integral component of the regulator accumulates a control error when the actuator is rate limited. It leads to a broad control error, or - to the integrator's windup. It is proposed to prevent oscillations by introducing a nonlinear correcting device into the control loop.

УДК 004.032.2.6

А. Н. НИКОНОВ, К. М. ЖЕРОНКИН
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)

СИНТЕЗ АДАПТИВНОГО ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СТАБИЛИЗАЦИИ МАЯТНИКА ФУРУТЫ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕННОГО ФИЗИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Описывается модель маятника Фуруты и задача его стабилизации. Для решения применяется адаптивный закон управления, реализованный с помощью статической нейронной сети и учитывающий ограниченное воздействие по выходу.

Введение. Предлагаемый доклад посвящён возможному решению задачи синтеза закона управления для стабилизации маятника Фуруты с помощью нейронной сети, для которой целевой алгоритм управления получен с помощью метода аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР).

Описание объекта управления. Маятник представляет собой вращающееся в обе стороны основание, сверху которого закреплено плечо с физическим маятником. Маятник изображён на рисунке 1 [2].

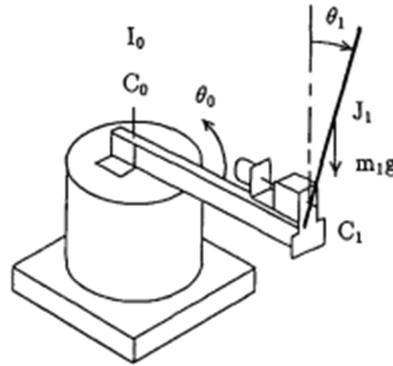


Рис. 1. Маятник Фуруты. Принципиальная схема.

Математическая модель маятника представлена в [2]. Модель представляет собой дифференциальное уравнение 4-го порядка. В качестве переменных состояния используются угол поворота основания, угол поворота маятника и угловые скорости.

В модели, нулевой угол поворота маятника соответствует верхнему положению равновесия.

Модель учитывает трение в физическом маятнике и основании.

$$+ \begin{bmatrix} I_0 + m_1 \cdot (L_0^2 + l_1^2 \cdot \sin^2 \theta_1) & m_1 \cdot l_1 \cdot L_0 \cdot \cos \theta_1 \\ m_1 \cdot l_1 \cdot L_0 \cdot \cos \theta_1 & J_1 + m_1 \cdot l_1^2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_0 \\ \ddot{\theta}_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_0 + 2 \cdot m_1 \cdot l_1^2 \cdot \sin(2 \cdot \theta_1) \cdot \dot{\theta}_1 & -m_1 \cdot l_1 \cdot L_0 \cdot \cos \theta_1 \\ -m_1 \cdot l_1^2 \cdot \sin \theta_1 \cdot \dot{\theta}_0 & c_1 + J_0 + m_1 \cdot l_1^2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\theta}_0 \\ \dot{\theta}_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -m_1 \cdot l_1 \cdot \sin \theta_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где: θ_0 – угол поворота основания; θ_1 – угол поворота физического маятника; c_0 и c_1 – коэффициенты трения в основании и в верхнем маятнике; I_0 и J_1 – моменты инерции основания и стержня верхнего маятника; L_0 – расстояние до центра масс основания; l_1 – длина маятника; m_1 – масса стержня маятника; V – момент двигателя при основании.

Закон управления, метод АКАР. Нелинейный закон управления для регулирования маятника получен методом АКАР. Он представляет из себя аналитическую функцию управления, зависящую от вектора состояния. Может содержать особенности (разрывы 1, 2 рода).

В качестве регулятора используется двухслойный перцептрон, обученный на функции управления, полученной методом АКАР. При обучении нейронной сети необходимо учитывать эти особенности в алгоритме обучения.

Для реализации нелинейных законов с особенностями на базе нейронных сетей необходима модификация алгоритмов обучения. Пример такой модификации, обеспечивающую корректное функционирование нейросетевой системы в области и-особенностей [3] .

Задача управления похожа на задачу управления маятником на каретке. Можно разделить её на две части:

Раскачивание маятника. Перевод состояния маятника в фазовой плоскости соответствующей высокой энергии системы;

Стабилизация маятника, когда он окажется в верхнем положении равновесия.

Данные шаги можно соотнести с традиционной формулировкой для метода АКАР. Метод предполагает, что начальное состояние системы отлично от желаемого и необходимо решить задачу выхода системы на желаемое многообразие. Желаемое многообразие представляет из себя траекторию в фазовом пространстве, где функции выхода системы стремятся к 0. Нужно выбрать функцию выхода системы и использовать устойчивый сопровождающий функционал [1]

$$\begin{aligned}\Psi_0 &= \theta_0 - a(\theta_1) \\ \Psi_1 &= \theta_1\end{aligned}\quad (2)$$

где: ψ_0 и ψ_1 - переменные макросостояния; a – функция внутреннего управления.

Решение данного уравнения даёт закон управления для входного момента двигателя V . Нужно учесть, что полученная зависимость будет представлять собой статический регулятор, работающий с полным состоянием системы. Поэтому будем считать, что система наблюдаема.

Для полученного закона управления характерно наличие особых точек. Это связано с выбором желаемого многообразия – оно упрощает поведение системы, не учитывая её внутренних свойств.

В качестве алгоритма обучения используется метод обратного распространения ошибки. Для избежания переполнения на выходной слой сети нужно наложить ограничения, ограничивающие управляющее воздействие [3] .

Заключение. В работе описан синтез закона управления для стабилизаций маятника Фуруты с помощью нейронной сети. Обучение нейронной проводилось я использованием целевого алгоритма управления, полученного с помощью метода АКАР

ЛИТЕРАТУРА

1. Терехов В. А., Ефимов Д. В., Тюкин И. Ю. Нейросетевые системы управления. Кн. 8. / Под общ. ред. А. И. Галушкина. М.: ИПРЖР, 2002. 480 с.
2. Katsuhisa Furuta, Masaki Yamakita Swing Up Control of Inverted Pendulum // IECON '91
3. Никонов А.Н., Жеронкин К.М. Модификация алгоритмов обучения адаптивных искусственных нейронных сетей для учета особенностей канала управления динамического объекта, всероссийская научная конференция по проблемам управления в технических системах. Т. 1. 2019. С. 86–89.

A.N. Nikonov, K.M. Zheronkin (Saint Petersburg Electrotechnical University “LETI”). **Synthesis of an Adaptive Control Law for Stabilization of Furuta Pendulum Taking into Account the Limited Physical Action**

Abstract. In this paper the model of the Furuta pendulum is described. The main is goal is stabilization of the upper pendulum. The design of regulator could be separated in two tasks. First one is Analytical Design of the Aggregated Regulator that is used to get the mathematical law for stabilization. And the second one training of neural network with a control function from the first step using modified back propagation ealgoritm to handle the possible uncertainties in the control function.

■ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ ■

УДК 681.51

К. А. МЕЛИХОВА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

**ПРОГРАММА ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ СЕАНСА СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ
В ГОРОДСКИХ УСЛОВИЯХ**

Разработано программное обеспечение для анализа видимости спутников и планирования навигационного сеанса в стесненных городских условиях для заданных координат углов окружающих зданий и их высот. Приведены результаты использования программы в реальной городской среде, демонстрирующие существенную зависимость точности навигационного решения от окружающей обстановки.

Введение. В докладе речь идет об особенностях спутниковой навигации в стесненных условиях, когда часть космических аппаратов в верхней полусфере оказываются заблокированными. При этом погрешности навигационных решений могут существенно превышать указанные в спецификации приемника точностные характеристики. С данной проблемой приходится сталкиваться, например, в условиях плотной городской застройки. Представленное в докладе программное обеспечение может быть полезно для определения наилучшего времени выполнения геодезических работ и получения качественных эталонных данных при проведении испытаний инерциально-спутниковых навигационных систем в городских условиях.

Геометрия рабочего созвездия спутников. Влияние геометрии рабочего созвездия спутников на точность определения координат по измерениям псевдодальностей характеризуется геометрическими факторами в горизонтальной плоскости, в трехмерном пространстве и в вертикальном направлении, соответственно [1]

$$HDOP = \frac{\sqrt{A_{11}+A_{22}}}{\sigma}, \quad PDOP = \frac{\sqrt{A_{11}+A_{22}+A_{33}}}{\sigma}, \quad VDOP = \frac{\sqrt{A_{33}}}{\sigma},$$

где A_{11}, A_{22} – дисперсии погрешностей горизонтальных координат, A_{33} – дисперсия погрешности высоты, σ – среднеквадратическая погрешность измерений псевдодальностей. Дисперсии A_{11}, A_{22}, A_{33} являются диагональными элементами ковариационной матрицы A погрешностей навигационно-временного решения, которая согласно методу наименьших квадратов определяется как [2, 3]

$$A = \sigma^2(G^T G)^{-1},$$

где G – $N \times (3+M)$ -матрица наблюдения вида [4]

$$G = \begin{bmatrix} -\cos(\widehat{R_1, E}) & -\cos(\widehat{R_1, N}) & -\cos(\widehat{R_1, Z}) & 1 & \dots & 0 \\ & & \dots & & & \\ -\cos(\widehat{R_N, E}) & -\cos(\widehat{R_N, N}) & -\cos(\widehat{R_N, Z}) & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix};$$

N – общее число используемых в навигационном решении спутников; M – число используемых глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС); $\cos(\widehat{R_i, E}) = \cos \varepsilon_i \sin \alpha_i$, $\cos(\widehat{R_i, N}) = \cos \varepsilon_i \cos \alpha_i$, $\cos(\widehat{R_i, Z}) = \sin \varepsilon_i$ – косинусы углов между направлением R_i на i -й

спутник от антенны приемника и географическими осями E, N, Z ; α_i, ε_i – азимут и угол восхождения i -го спутника. Последние M столбцов матрицы G передают вклад расхождений шкал времени ГНСС и шкалы времени приемника в погрешности измерений. Если i -й спутник относится к j -й ГНСС, то $G_{i,3+j} = 1$ и $G_{i,3+k} = 0$ для всех $k=1 \dots M$ кроме j .

В матрице наблюдения используются данные только о видимых спутниках. При наличии здания, препятствующего прохождению сигналов ГНСС, спутник считает видимым, если его угол восхождения ε при азимуте $\alpha \in [\alpha'; \alpha'']$, где α', α'' – азимуты видимых углов здания А и В, больше минимального, определяемого по следующей формуле $\varepsilon_{min} = \arctg \frac{H}{a} |\sin(\alpha - \beta)|$, где H – высота здания, a – расстояние от антенны приемника до стены здания, отсчитываемое по нормали к ней, β – угол ориентации ближайшей стены здания относительно направления на Север (рис. 1).

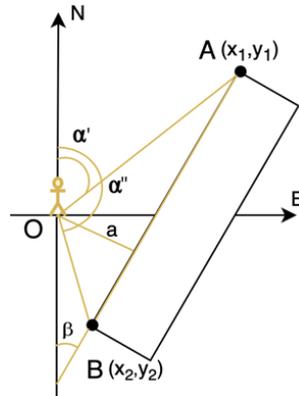


Рис. 1. Взаимное расположение навигационного потребителя (точка O) и здания

Описание программного обеспечения. Для реализации программного обеспечения был использован язык программирования Python версия 3.7.3. Программное обеспечение предусматривает задание параметров здания (высот и координат углов), точки расположения навигационного потребителя (неподвижного), момент времени, в котором планируется проводить сеанс. Результатами выполнения программы являются схема расположения видимых спутников в полярной системе координат, значения HDOP, VDOP, PDOP, параметры среднеквадратического эллипса погрешностей горизонтальных координат, среднеквадратическая погрешность вертикальной координаты. В расчетах используются углы восхождения и азимуты спутников на заданный пользователем момент времени, которые извлекаются с сайта [5]. Блок-схема программы представлена на Рисунке 2.



Рис. 2. Блок-схема программного обеспечения

Результат использования программного обеспечения. Для демонстрации работы программы приведены результаты ее использования без учета и с учетом городской застройки в одной и той же точке расположения потребителя для одинакового момента времени.

Входные данные:

- $\sigma = 2$ м,
- координаты приемника потребителя $59.9692^\circ 30.2939^\circ$,
- дата 21.10.2020, время (московское) 15:26,
- Используемые ГНСС: ГЛОНАСС, GPS.

В случае, когда городская застройка не учитывается, видимые спутники в полярной системе координат, показаны на Рисунке 2. С помощью разработанного ПО получены значения HDOP = 0.59, PDOP = 1.02, VDOP = 0.83, среднеквадратическая погрешность вертикальной координаты - 1.66 м.

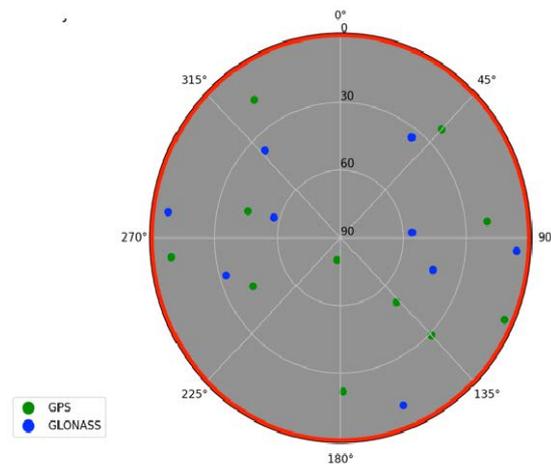


Рис. 3. Видимые спутники в полярной системе координат при открытой полусфере

На рис. 4 показан потребитель в окружении трех реальных зданий, данные о которых получены с карты. На Рисунке 5 красными линиями показаны границы области видимости спутников в полярной системе координат и попадающие в эту область спутники. Точками на Рисунках 4, 5 отмечены углы зданий на стенах, обращенных к потребителю. В данном случае получены значения HDOP = 2.79, PDOP = 3.81, VDOP = 2.6, среднеквадратическая погрешность вертикальной координаты – 5.2 м, что существенно больше, чем в предыдущем случае при открытой полусфере.

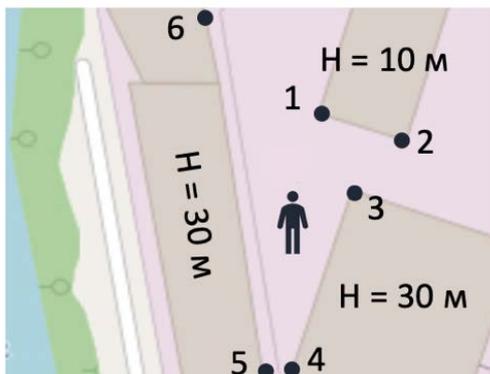


Рис. 4. Карта места приема сигнала

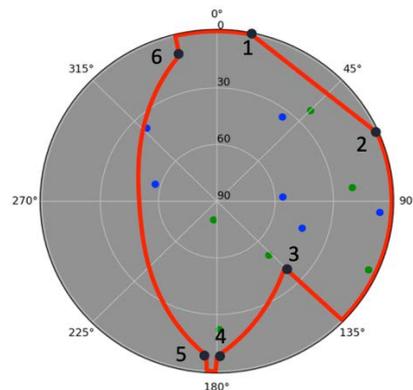


Рис. 5. Видимые спутники в полярной системе координат с учетом городской застройки

На рис. 6 изображены среднеквадратические эллипсы погрешностей горизонтальных координат для двух рассмотренных случаев: в условиях открытой полусферы (синий) и с учетом городской застройки (желтый). Можно видеть, что желтый эллипс полностью охватывает синий, нигде не приближаясь к нему. Это свидетельствует о значительном ухудшении точности из-за окружающих зданий по всем направлениям.

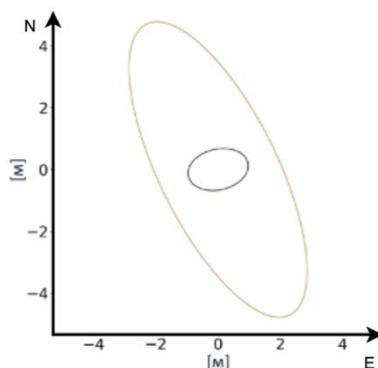


Рис. 6. Среднеквадратические эллипсы погрешностей горизонтальных координат

Из приведенного примера можно сделать вывод, что не учет городской застройки дает неправильное представление о предполагаемой погрешности местоопределения. Следовательно, в стесненных городских условиях необходимо выбирать наиболее подходящее время навигационного сеанса, что и позволяет сделать разработанное ПО.

Заключение. Представлено программное обеспечение, позволяющее определить видимые спутники, геометрические факторы, параметры среднеквадратического эллипса погрешностей горизонтальных координат, среднеквадратическую погрешность вертикальной координаты, на основе координат потребителя, характеристик окружающих его домов и времени навигационного сеанса.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Перов А.И., Харисов В.Н.** ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. 2010, 796 с.
2. **Ивановский Р.И.** Теория вероятностей и математическая статистика. 2008, 528 с.
3. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. 2017. Том Часть 1 Введение в теорию оценивания, 509 с.
4. **Тяпкин В.Н., Гарин Е.Н.** Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС. 2012, 260 с.
5. <http://www.celestrak.com/NORAD>

К.А. Melikhova (ITMO University) Program for planning a satellite navigation session in urban environment

Abstract. Software has been developed for analyzing the visibility of satellites and planning a navigation session in constraint urban environment for the given coordinates of the corners of the surrounding buildings and their heights. The results of using the program in a real urban environment are presented, demonstrating significant dependence of the navigation solution accuracy on the environment.

УДК 681.51

И.С. ПЕХТЕРЕВ, Н.А. ЩЕТКИН

(Центральный научно-исследовательский институт автоматики и гидравлики, Москва)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ В УСЛОВИЯХ ОБЛАЧНОСТИ

Навигация искусственного спутника Земли по изображениям подстилающей поверхности является перспективным методом навигации при отсутствии доступа к глобальным спутниковым навигационным системам. В работе рассматривается допустимый объем облачности на изображении для осуществления навигации, определяются благоприятные широты поясов коррекции и влияние количества использованных поясов на период между навигационными циклами.

Введение. Для определения параметров движения центра масс космического аппарата (КА) применяется большой арсенал методов навигации. Методы, с помощью которых навигационная задача может быть решена только бортовыми аппаратно-программными средствами КА без привлечения наземного комплекса управления, получили название автономных методов навигации. [1] В настоящее время КА на околоземной орбите для осуществления навигации используют преимущественно глобальные спутниковые навигационные системы. Для случаев отказов в спутниковых навигационных системах рассматриваются альтернативные методы автономной навигации. Применительно к КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) целесообразно использовать навигационные решения с применением изображений подстилающей поверхности. Работа посвящена исследованию возможностей получения таких решений в условиях облачности.

Автономная навигация по изображениям подстилающей поверхности. В исследованиях моделировалось движение КА по круговой солнечно-синхронной орбите, аналогичной орбитам КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [2] и Канопус-В [3] (таблица 1).

Таблица 1

Характеристики орбиты моделируемого и реальных КА

Характеристика	Моделируемый КА	АИСТ-2Д	Канопус-В
Высота орбиты	470 км	490 км	510 км
Наклонение орбиты	97.28°	97.27°	97.447°
Период обращения	93.82 мин	94.24 мин	94.74 мин
Эксцентриситет	<0.0038	<0.002	<0.0041

Определение координат КА по изображениям подстилающей поверхности основано на сравнении текущего, только что отснятого, изображения с эталонным изображением, заложенным в память КА, корреляционно экстремальными методами [4]. Эталонные изображения предлагается располагать упорядоченно на выбранных широтах, формируя замкнутые за исключением морей полосы эталонной информации вокруг планеты, называемые пояса коррекции. По результатам определения координат в нескольких участках орбиты над поясами коррекции в течение одного витка определяется скорость КА. По данным координат и скорости строится прогноз траектории и определяются моменты времени включения съемочной аппаратуры для совершения следующего цикла определения координат и скорости. Таким образом, навигационный цикл замыкается.

Определение координат в условиях облачности. Определение координат по изображениям подстилающей поверхности имеет два основных ограничения: сокрытие части текущего изображения облаками и отсутствие опорных ориентиров на изображении. Наличие опорных ориентиров подразумевает возможность однозначно определять координаты КА по изображению. Так обширные водные пространства и песчаные пустыни с движущимися в течение года барханами позволяют рассчитать собственные координаты КА.

Научный руководитель: д.т.н., главный научный сотрудник Теслер М.Э.

Соккрытие части текущего изображения облаками приводит к ухудшению точности или невозможности вычисления координат КА. Допустимый процент сокращения части изображения облаками, при котором возможно вычисление координат КА с достаточной точностью, определен по результатам обработки нескольких пакетов спутниковых снимков и составляет 25%. Изображения, входящие в пакет, соответствуют одному участку местности и различаются характером и плотностью облачного покрытия.

Влияние облачности на регулярность навигационных циклов. Рационально формировать пояса коррекции для широт, где высока вероятность совершения съемки с облачностью не выше допустимой, в таком случае период между циклами, в которых определяются и уточняются навигационные параметры КА, будет наименьшим. Для определения расположения поясов коррекции были проанализированы данные открытого проекта NASAMERRA-2 [5] с 1980 по 2019 гг. На основании исходных данных составлена стохастическая модель облачности для всей поверхности Земли, отражающая сезонные изменения в характере облачного покрытия (рис. 1).

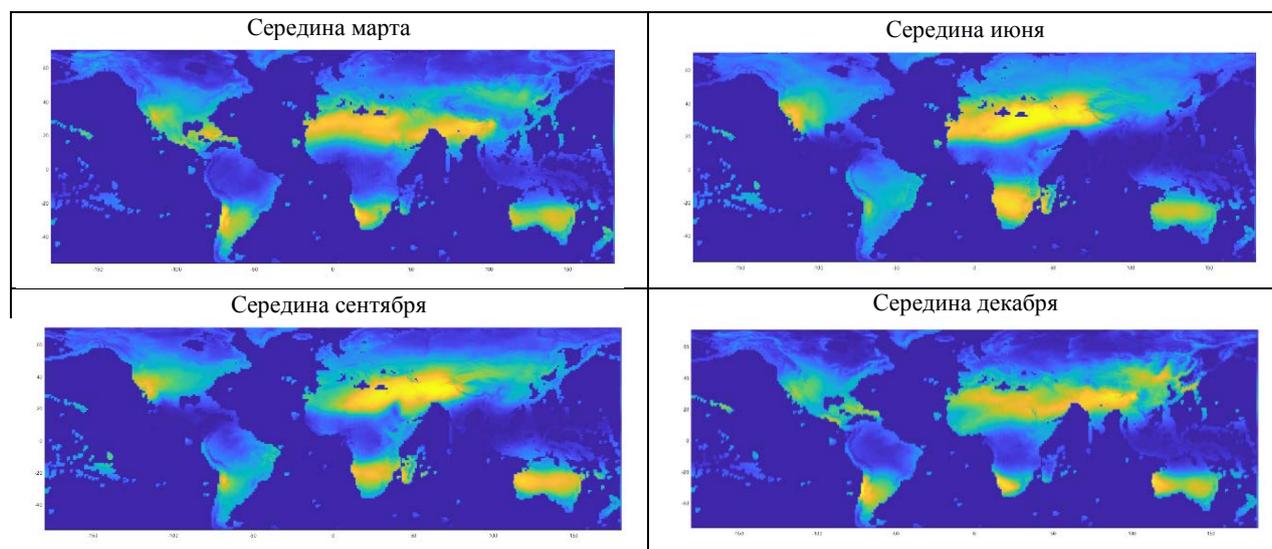


Рис.1. Карты вероятности произвести съемку с сокращением облаками не более 25% изображения. Синий цвет соответствует низкой вероятности, желтый цвет – высокой. Сплошным водным участкам присвоена вероятность 0%

Анализ полученной модели облачности показал, что располагать пояса коррекции следует на северных широтах в диапазоне $[20^\circ; 40^\circ]$. Южные широты охватывают преимущественно океан, что не позволяет осуществлять регулярное проведение съёмки.

Период между навигационными циклами имеет вероятностный характер вследствие стохастической модели облачности. Рассчитан наибольший ожидаемый период, под которым понимается количество оборотов, соответствующее вероятности реализации двух навигационных решений не ниже 0.9999. Рассмотрены случаи использования 5, 6, 7, 8, 9 и 10 поясов коррекции при различных вариантах расположения поясов коррекции в пределах широт $[-40^\circ; 50^\circ]$ (таблица 2).

Таблица 2

Вероятность совершить два навигационных цикла в зависимости от числа поясов коррекции и пройденных оборотов вокруг Земли

Номер оборота	Количество поясов коррекции					
	5	6	7	8	9	10
1	0,64345	0,67850	0,69994	0,70516	0,68596	0,71390
2	0,69929	0,71958	0,73930	0,75969	0,80255	0,81798
3	0,72670	0,75760	0,78527	0,80753	0,84945	0,86380
4	0,80059	0,82912	0,85340	0,87556	0,92620	0,93950
5	0,88061	0,89885	0,92218	0,95065	0,97734	0,98419
6	0,94373	0,95641	0,97363	0,98400	0,98990	0,99440
7	0,97270	0,98179	0,99074	0,99345	0,99502	0,99747
8	0,98157	0,98867	0,99394	0,99539	0,99668	0,99824
9	0,98375	0,99042	0,99501	0,99680	0,99868	0,99927

10	0,99016	0,99509	0,99794	0,99901	0,99975	0,99989
11	0,99627	0,99859	0,99956	0,99983	0,99996	0,99997
12	0,99906	0,99981	0,99994	0,99998	1	1
13	0,99982	0,99999	1	1	1	1
14	0,99996	1	1	1	1	1
15	0,99999	1	1	1	1	1
16	1	1	1	1	1	1

Заключение. Успешное определение координат космического аппарата по изображениям подстилающей поверхности возможно при облачном покрытии изображения не более 25%. Наибольшая вероятность совершить съемку с таким облачным покрытием соответствует области [20°; 40°] северной широты. Анализ разработанной стохастической модели облачности показал, что наибольший период между навигационными циклами составляет 11~14 периодов обращения КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Г.П. Аншаков** и др. Автономная навигация космических аппаратов / Г.П. Аншаков, А.Д. Голяков, В.Ф. Петрищев, В.А. Фурсов. Под общей редакцией А.Н. Кириллина – Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ – Прогресс», 2011. 486 с.
2. **Кириллин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В.** Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». – Самара: СамНИЦ РАН, 2017. – 324 с.
3. **Макриденко Л.А., Волков С.Н., Горбунов А.В., Салихов Р.С., Ходненко В.П.** КА «Канопус-В» №1 – первый малый космический аппарат высокоточного дистанционного зондирования Земли нового поколения. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Москва, 2017 г, 10-20 с. Режим доступа: <http://jurnal.vniiem.ru/text/156/10-20.pdf> (дата обращения: 27.01.2020)
4. **Джанджгава Г.И., Августов Л.И.** Навигация по геополям. Научно-методические материалы. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2018. 296 с.
5. Global Modeling and Assimilation Office (GMAO) (2015), MERRA-2 tavg_2d_rad_Nx: 2d, 1-Hourly, Time-Averaged, Single-Level, Assimilation, Radiation Diagnostic V5.12.4, Greenbelt, MD, USA, Goddard Earth Sciences Data and Information Services Center (GES DISC), (дата обращения: 23.01.2020) doi: <https://doi.org/10.5067/Q9QMY5PBNV1T>

I.S. Pekhterev, N.A. Schetkin (Central Research Institute of Automatics and Hydraulics, Moscow). **Study of the possibility of autonomous navigation of an artificial Earth satellite by the terrain images in cloud conditions**

Navigation of an artificial Earth satellite using the terrain images is a promising method of navigation in the absence of access to global satellite navigation systems. The paper considers the permissible cloud amount on the image for navigation, determines the favorable latitudes of the correction zones and the influence of the number of used zones on the period between navigation cycles.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ
УДК 681.2.088

Л.А. КОЛГАНОВ, Е.Л. ЧЕХОВ
(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

КАЛИБРОВКА МОДУЛЯ НЕБЕСНОГО ПОЛЯРИМЕТРА В СОСТАВЕ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Работа посвящена промежуточным результатам разработки малогабаритной комплексной навигационной системы, дополненной модулем небесного поляриметра в качестве источника измерений азимута. Основное внимание уделяется задаче калибровки небесного поляриметра.

Введение. В рамках выполнения инициативных опытно-конструкторских работ по разработке комплекса обеспечения автоматического взлета и посадки беспилотных летательных аппаратов (БЛА) классов микро и мини был создан макет малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы. Одним из режимов таких систем является начальная выставка по углу азимута. При этом существует несколько подходов к обеспечению этого режима, среди которых: применение спутникового компаса, магнитометра или небесного поляриметра (НП) [1, 2, 3]. Спутниковые компасы, устанавливаемые на малогабаритных БЛА, имеют ряд ограничений, связанных с размещением антенн приёмника спутниковых навигационных систем. На точность показаний магнитометра могут влиять паразитные магнитные поля, источниками которых могут быть работающие модули БЛА или инженерно-технические сооружения, окружающие место взлета и посадки, например, кабельные линии электропередач. Другим подходом к обеспечению азимутальной выставки может быть применение малогабаритных НП – измерителей поляризации естественного света, использующихся, в том числе, для определения азимута. Работа посвящается решению задачи калибровки НП.

Пути калибровки. Калибровка НП может осуществляться двумя путями. Первый подразумевает калибровку без использования опорного измерителя (ОИ) азимута по специальным методикам, начиная с ориентирования НП по сторонам света, заканчивая синтезом рекуррентных оценщиков. Альтернативный путь подразумевает использование одного или нескольких ОИ. В этом варианте точность НП во многом определяется характеристиками ОИ. Однако этот подход позволяет контролировать точность измерений азимута НП. На текущем этапе работ используется вариант калибровки с применением ОИ. В качестве источника измерений азимута применяется магнитометр. На следующем этапе работы для калибровки и контроля измерений планируется использовать геодезическое оборудование, в том числе, буссоли.

Для проведения калибровки НП предложены две математические модели погрешности измерений:

$$\delta A = \Delta A + \Delta K_1 \cdot A + \delta A^{noise}, \quad (1)$$

$$\delta A = \Delta A + \Delta K_1 \cdot A + \Delta K_2 \cdot A^2 + \Delta K_3 \cdot A^3 + \delta A^{noise}, \quad (2)$$

где: A – азимут, измеренный НП; δA – суммарная погрешность измерений небесного поляриметра; ΔA – постоянная составляющая ошибки измерений; $\Delta K_1, \Delta K_2, \Delta K_3$ – коэффициенты разложения модели погрешности ошибки; δA^{noise} – шумовая составляющая ошибки измерений.

Переход к более сложной модели погрешности обуславливается существенной нелинейностью ошибки измерений азимута небесного поляриметра в предложенном варианте исполнения. Вид модели погрешности №2 определяется особенностями работы математического пакета, использовавшегося при разработке. Проведение исследований возможности применения альтернативных вариантов представления модели погрешности будет проводиться после обработки конструкции и технологии изготовления небесного поляриметра.



Рис. 1. Обобщённая структурная схема алгоритмического обеспечения калибровки небесного поляриметра

Обобщённая структура алгоритмического обеспечения приводится на рисунке 1. Для оценки коэффициентов математической модели погрешности (1) применяются методы, основанные на генетических алгоритмах [4, 5]. Этот выбор обусловлен необходимостью апробации подходов к калибровке с применением генетических алгоритмов для дальнейшего внедрения в учебный процесс. Альтернативные алгоритмы для калибровки, например метод наименьших квадратов, в настоящей работе не рассматривается, так как ошибки численных методов существенно превышают инструментальные погрешности ОИ. Влияния численных методов на конечный результат калибровки небесного поляриметра будет изучено в ходе разработки небесного поляриметра.

В результате проведения калибровки, среднеквадратическое отклонение ошибки определения азимута небесным поляриметром составило 30.3 градуса для модели погрешности №1 и 1.9 градуса для модели погрешности №2.

Заключение. В работе приводятся аппаратная и алгоритмическая структуры, промежуточные результаты разработки малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы с модулем небесного поляриметра. Показаны методика и результаты калибровки макета изделия с использованием ОИ азимута и предложенными моделями погрешности показаний НП. Дальнейшее развитие этой работы направлено на формирование методик калибровки НП без ОИ и исследование его свойств в широком диапазоне различных внешних и внутренних возмущающих факторов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Neal J. Brock, Charles Crandall, James E. Millerd.** Snap-shot Imaging Polarimeter: Performance and Applications. 4D Technology Corporation, 3280 E. Hemisphere Loop Unit 146, Tucson, AZ, USA 85706-5039
2. **Jarrad A. Smoke Lieutenant.** COMPARISON OF POLARIMETRIC CAMERAS, United States Navy B.S., United States Naval Academy, 2010
3. **Yujie Wang, Xiaoping Hu, Junxiang Lian, Lilian Zhang, Zhiwen Xian, and Tao Ma.** Design of a Device for Sky Light Polarization Measurements. Sensors (Basel). 2014 Aug; 14(8): 14916–14931. Published online 2014 Aug 14. doi: 10.3390/s140814916 PMID: PMC4179072 PMID: 25196003
4. **Egor L. Chekhov, Dmitry A. Antonov, Leonid A. Kolganov, Aleksey V. Savkin** Magnetometer Calibration Using Genetic Algorithms. TEM Journal. Volume 9, Issue 3, Pages 907-914, ISSN 2217-8309, DOI: 10.18421/TEM93-10, August 2020.
5. **Курейчик В. М.** Генетические алгоритмы // Известия ЮФУ. Технические науки. 1998. №2.

L.A. Kolganov, E.L. Chekhov (Moscow Aviation Institute (National Research University)). **Sky-polarimeter module calibration as part of inertial-satellite navigation system**

Abstract. This paper is devoted to the intermediate development results of a small-sized integrated navigation system supplemented with a sky-polarimeter module as a source of azimuthal measurements. The main attention is paid to calibrating the sky-polarimeter.

УДК 629.054

Е. Л. ЧЕХОВ, А. В. САВКИН

(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

КОМПЛЕКС ИССЛЕДОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ВЫСОКОДИНАМИЧНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Доклад посвящен результатам создания программного комплекса моделирования показаний инерциального и спутниковых измерительных блоков для исследования разработанных алгоритмов интегрированной навигационной системы высокодинамичного летательного аппарата.

Введение. Развитие современной транспортной инфраструктуры и автономных робототехнических средств привело к созданию новых типов навигационных систем (НС) [1]. При разработке новых НС часто возникает проблема подтверждения работоспособности созданных алгоритмов и программного обеспечения (ПО), которая на первых этапах решается методом имитационного моделирования, в ходе которого показания реальных измерительных блоков заменяются на искусственно созданные.

На сегодняшний день существуют программные средства, позволяющие решать вышеописанную задачу при определенных ограничениях. В [2,3] решается задача моделирования датчиков класса МЭМС (микроэлектромеханические системы) для робототехнических средств или устройств, прикрепленных к телу человека. В работе [4] наиболее полно рассматривается проблема моделирования показаний инерциальных датчиков для НС с учетом особенностей программной реализации и численных методов. Однако в [4], как и в [2,3], не используется расширенная модель гравитационного поля Земли (напр. EGM2008), которую необходимо учитывать для бесплатформенных инерциальных НС с ошибками на уровне 1 миля в час. [5]

Доклад посвящен результатам создания программного комплекса моделирования показаний инерциального и спутниковых измерительных блоков для исследования разработанных алгоритмов интегрированной НС.

Описание комплекса. Комплекс моделирования представляет собой программное обеспечение, которое позволяет на основе заданных сценариев движения объекта формировать показания инерциального и спутникового измерительных блоков, а также эталонные параметры объекта: (углы ориентации, координаты и скорости). Для моделирования движения высокодинамичных объектов при скоростях более 400 м/с в комплексе реализованы следующие технические решения:

1. поддержка сложных пространственных траекторий, заданных сплайнами и обеспечивающих непрерывность второй производной [6], что позволяет избегать скачков в показаниях инерциальных датчиков;
2. специальная процедура повторной корректировки, которая позволяет частично исключить ошибки численного дифференцирования при формировании эталонных измерений инерциального блока.

К особенностям комплекса также можно отнести детализированный уровень настройки сценария моделирования: возможность выбора типов траектории, моделей референц эллипсоидов, типа системы управления объекта, модели гравитационного поля Земли, численного метода. Результатами работы комплекса является файл и графики, содержащие показания инерциального и спутникового измерительных блоков, а также эталонные значения координат, скоростей, углов ориентации и других параметров объекта для заданного сценария моделирования. Полученные данные используются для подтверждения работоспособности и оценки достижимых точностей алгоритмов разрабатываемой НС. На рисунке 1 приводится ошибка определения координат автономной НС летательного аппарата на основе сгенерированных измерений.

На интервале 420 секунд ошибка составила 6 метров, при этом максимальная скорость объекта на траектории составила 1800 м/с. Результаты тестирования разработанных алгоритмов с использованием комплекса подтвердили их работоспособность.

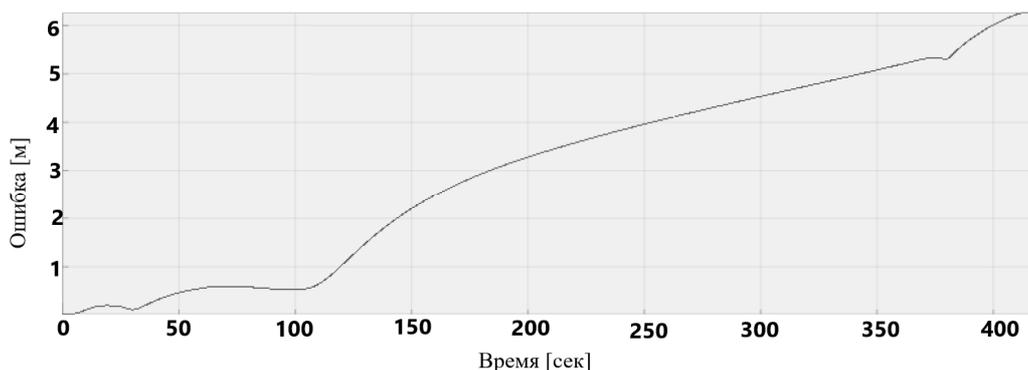


Рис. 1. Ошибка определения НС координат высокودинамичного летательного аппарата

Заключение. В докладе рассмотрен комплекс моделирования показаний инерциально-спутниковой навигационной системы с примером его применения для высокودинамичного летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Каршаков Е.В., Павлов Б.В., Тхоренко М.Ю., Папуша И.А.** Перспективные системы навигации летательных аппаратов с использованием измерений потенциальных физических полей // Гироскопия и навигация. №1, 2021. С. 32-51.
2. **Young, A. & Ling, Martin & Arvind, D..** (2011). IMUSIM: A simulation environment for inertial sensing algorithm design and evaluation. Proceedings of the 10th ACM/IEEE International conference on information processing in sensor networks, IPSN'11. 199-210.
3. **Koenig, Nathan, and Andrew Howard.** "Design and use paradigms for Gazebo, an open source multi-robot simulator." 2004 IEEE/RSJ International conference on intelligent robots and systems (IROS)(IEEE Cat. No. 04CH37566). Vol. 3. IEEE, 2004.
4. **Богданов О. Н.** Методика согласованного моделирования измерений инерциальных датчиков, траекторных параметров объекта с приложением к задачам инерциальной и спутниковой навигации. DISS. Москва, 2015.–142С, 2014.
5. **Парусников Н. А., Тихомиров В. В., Трубников С. А.** Определение инструментальных погрешностей инерциальной навигационной системы на неподвижном основании. Фундаментальная и прикладная математика, 2005, том 11, вып. 7, С. 159-166.
6. C2 interpolating curves // Course web service for University of Washington Computer Science & Engineering URL: <https://courses.cs.washington.edu/courses/csep557/10au/lectures/c2-interp.pdf> (дата обращения: 26.01.2021).

E.L. Chekhov, A.V. Savkin (Moscow Aviation Institute (National Research University)). **Software solution for evaluation of highly maneuverable aircraft navigation algorithms**

Abstract. The report presents development results of a software solution for modeling the readings of inertial and satellite units to study the algorithms of the highly maneuverable aircraft navigation system. Examples are given for modeling movement of objects with different dynamics.

УДК 629.78

М.А. КОЛЕСНИКОВА, А.А. КУМАРИН

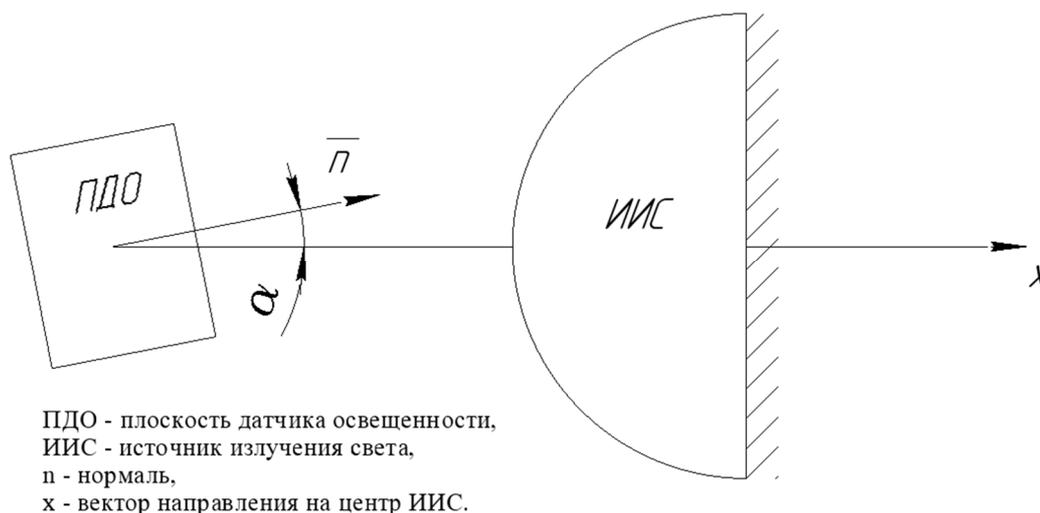
(Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева)

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ НАЗЕМНОЙ КАЛИБРОВКИ ДАТЧИКОВ ОСВЕЩЕННОСТИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ ФОРМАТА CUBESAT

Разработана методика наземной калибровки датчиков освещенности, используемых для наноспутников формата CubeSat. Работоспособность методики подтверждена натурным экспериментом.

Введение. В современном мире важную роль играет освоение и использование космоса, исследования которого ведутся как с помощью пилотируемых, так и автоматических космических аппаратов. В настоящее время широко используются наноспутники формата CubeSat. Они имеют массу от 1 до 10 кг, состоят из ряда систем: управления движением, электропитания, связи и т.д. В работе рассматриваются датчики освещенности, которые предназначены не только для контроля работоспособности панелей солнечных батарей, но и для определения ориентации наноспутника с пассивной системой стабилизации [1]. Точность измерений датчиков освещенности зависит от многих параметров, поэтому необходима калибровка, которая определит зависимость входных и выходных значений датчика.

Теоретическое обоснование. С помощью датчика освещенности, установленного на солнечной панели, можно определить, в какой части орбиты находится наноспутник, какой панелью и на какой угол он повернут на Солнце. Известно, что энергетическая освещенность на среднем расстоянии от Земли до Солнца составляет 1360 Вт/м^2 и называется солнечной постоянной [2]. Также Земля отражает освещенность равную 400 Вт/м^2 от пришедшего солнечного излучения. Таким образом, чем больше значение величины освещенности выдает датчик, тем угол между направлением на центр Солнца и датчиком (осью чувствительности), меньше (Рис. 1). Так же по малой величине освещенности на всех датчиках можно сделать вывод о том, что наноспутник находится на затененном участке орбиты.

Рис.1. Определение угла α

Математическая постановка задачи. Датчики освещенности перед использованием необходимо откалибровать [3]: найти зависимость освещенности, которая является выходной величиной датчика, и углов между нормалью датчика освещенности и направлением на центр излучения света.

Научный руководитель: к.т.н, доцент Крамлих А.В.

Для калибровки датчика освещенности необходимо отыскать коэффициенты функции, аппроксимирующей данные измерений. Коэффициенты аппроксимирующей функции определяются с помощью метода наименьших квадратов из условия минимума суммы квадратов отклонений ξ_i расчетной аппроксимирующей функции от массива экспериментальных данных. Критерий в рамках метода наименьших квадратов записывается следующим образом [4]:

$$G = \sum_{i=1}^N \xi_i^2 = \sum_{i=1}^N (F(\alpha_i) - y_i)^2 \rightarrow \min, \quad (1)$$

где: $F(\alpha)$ – функция, связывающая угол α между направлением светового потока и нормалью датчика; с величиной освещенности; y_i – значения освещенностей, полученные с датчика при $\alpha = \alpha_i$.

Значения углов между нормалью датчика освещенности и направлением на центр излучения света вычисляются по следующей зависимости:

$$\cos \alpha \cdot \Gamma = E/E_0, \quad (2)$$

где: E_0 – солнечная постоянная; E – показания датчика освещенности; α – угол между осью чувствительности датчика освещенности и вектором направления на Солнце; $\Gamma = 1$ – спутник находится на освещенном участке орбиты; $\Gamma = 0$ – спутник находится в тени.

Так как калибровка датчика освещенности происходит на Земле, положим $\Gamma = 1$, а E_0 – освещенность, которую выдает имитатор Солнца при $\alpha = 0^\circ$.

Методика калибровки. Была сформирована следующая методика наземной калибровки:

1. Измерить под углом $\alpha = 0^\circ$ пропускную способность датчика, то есть определить максимальное значение освещенности, который может выдавать датчик.
2. Провести серию измерений для угла α_i в течение некоторого заданного времени.
3. Усреднить значения освещенности, измеренные при угле α_i .
4. Аппроксимировать аналитической функцией всю выборку данных, полученных с датчика освещенности, предварительно выполнив пп. 2,3 для всех заданных углов.

Сравнить полученную зависимость с номинальной характеристикой данного конкретного датчика.

Результаты эксперимента. Проведен натурный эксперимент с датчиком освещенности, результаты которого представлены на рис. 2. Для аппроксимации экспериментальных данных были рассмотрены следующие функции:

$$\begin{aligned} F(\alpha) &= a \cdot x^2 + b \cdot x + c, \\ F(\alpha) &= a + b \cdot \cos(c \cdot \alpha), \\ F(\alpha) &= a + b \cdot \cos(c \cdot \alpha + d), \end{aligned} \quad (3)$$

где: a, b, c, d – калибровочные коэффициенты, которые необходимо найти согласно (1).

В результате исследования получено, что функция №2 и №3 из (3) показывают близкие значения функционала (1), которые меньше значения функционала функции №1 в 1,5 раза. Поэтому для аппроксимации экспериментальных данных была выбрана наиболее простая функция №2.

В результате эксперимента видно, что аппроксимирующая функция повторяет форму номинальной характеристики, поэтому использование данной функции подходит для решения большинства задач, связанных с нахождением угла между нормалью датчика и направлением на центр Солнца. Для получения более точных результатов необходимо ввести весовые характеристики в функционал (1).

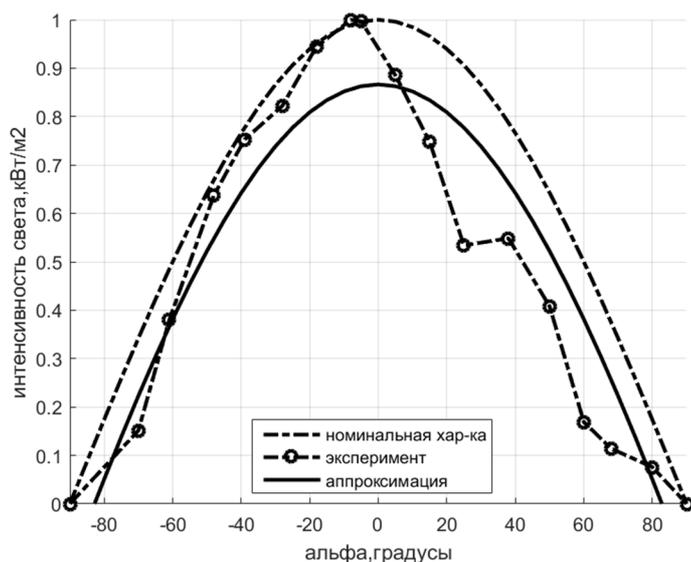


Рис.2. Данные эксперимента

Заключение. В результате работы были рассмотрены датчики освещенности, используемые на наноспутниках формата CubeSat. Разработана методика калибровки, которая является универсальной и подходит для калибровки других датчиков освещенности и солнечных датчиков, номинальные характеристики которых не были приведены в данной работе, и проверена в натурном эксперименте. Подтверждена номинальная характеристика, найдены калибровочные коэффициенты.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоконов И.В., Тимбай И.А., Барина Е.В. Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №1. С. 81-100.
2. Оценка энергии солнечного излучения [Электронный ресурс] // URL: <https://www.solarhome.ru/basics/solar/pv/techirrad.htm>
3. Иванов, Д.С. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата / Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников // Предпринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2010. № 28.
4. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. Санкт-Петербург. Университет ИТМО. 2017. 196 с.

M.A. Kolesnikova, A.A. Kumarin (Samara University, Russia). “Development of a methodology for ground calibration of light sensors for CubeSat nanosatellites”

Abstract. A technique for ground-based calibration of light sensors used for CubeSat nanosatellites has been developed. The efficiency of the method is confirmed by field experiment.

УДК 629.78

А.А. ХУСАИНОВ

(Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева)

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ НАЗЕМНОЙ КАЛИБРОВКИ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ ФОРМАТА CUBESAT

Представлена модель измерений датчика угловых скоростей, учитывающая смещение нуля, неортогональность осей чувствительности, погрешность масштабного коэффициента. На основе этой модели проведено моделирование задачи калибровки датчика.

Введение. Датчики угловой скорости позволяют определить скорость поворота объекта относительно неподвижной системы координат. Они используются при решении задач определения ориентации и задач управления угловым движением космических аппаратов, в том числе, наноспутников. Как правило, в космические аппараты нанокласса устанавливаются микромеханические (MEMS) гироскопы, получившие свою популярность из-за малых габаритов и низкой стоимости [1]. Они подвержены воздействию различных возмущающих факторов. Для повышения точности выполняется калибровка, в результате которой определяются поправки на неортогональность измерительных осей, смещения нулевых показаний, погрешности масштабных коэффициентов.

Предлагаемый доклад и посвящен описанию и апробации методики такой калибровки.

Постановка и решение задачи. В качестве наиболее приемлемой модели сигнала микромеханического трехосного датчика угловой скорости была выбрана следующая математическая модель [2,3]:

$$L_{\omega} = \omega + b_{\omega} + S_{\omega}\omega + N_{\omega}\omega + \eta_{\omega}, \quad (1)$$

где: L_{ω} – вектор измерений, полученных из датчика угловых скоростей; ω – вектор-столбец, элементы которого являются проекциями истинной угловой скорости на оси чувствительности; b_{ω} – вектор-столбец, элементами которого являются смещения нуля для каждой оси чувствительности; S_{ω} – матрица ошибок масштабных коэффициентов; N_{ω} – матрица ошибок неортогональности осей датчика; η_{ω} – вектор-столбец, содержащий шум преобразователей для каждой оси чувствительности. Из выражения (1) следует, что без учета шума η_{ω} истинную угловую скорость можно найти следующим образом:

$$\omega = L_{\omega} - b_{\omega} - S_{\omega}\omega - N_{\omega}\omega. \quad (2)$$

Задача калибровки – определить элементы вектора b_{ω} и матриц S_{ω} , N_{ω} при помощи данных, полученных во время проведения специализированных экспериментов.

Так как на наноспутниках применяются датчики угловой скорости на основе MEMS технологий, которые не относятся к датчикам высокого класса точности, для калибровки был выбран модифицированный многопозиционный метод [2]. Данный метод основан на том факте, что при отсутствии погрешностей независимо от ориентации осей датчика угловой скорости сумма квадратов показаний осей чувствительности датчика равна квадрату длины вектора ω_r действительной угловой скорости

$$L_{\omega x}^2 + L_{\omega y}^2 + L_{\omega z}^2 = |\omega_r|^2, \quad (3)$$

где $L_{\omega x}$, $L_{\omega y}$, $L_{\omega z}$ – показания по каждой оси датчика угловой скорости.

Неортогональность может оказать существенное влияние на точность показаний. Будем считать ось x опорной. Как показано на рис. 1, неортогональность осей x и y определяется одним углом θ_{yz} , а неортогональность оси z относительно x , y – двумя углами θ_{zx} , θ_{zy} . Тогда по-

казания датчика угловой скорости для каждой оси можно будет найти при помощи следующих соотношений:

$$\begin{aligned} L_{\omega x} &= b_{\omega x} + (1 + S_{\omega x}) \omega_x, \\ L_{\omega y} &= b_{\omega y} + (1 + S_{\omega y}) (-\omega_x \sin \theta_{\omega y z} + \omega_y \cos \theta_{\omega y z}), \\ L_{\omega z} &= b_{\omega z} + (1 + S_{\omega z}) \begin{pmatrix} \omega_x \sin \theta_{\omega z y} - \omega_y \sin \theta_{\omega z x} \cos \theta_{\omega z y} \\ + \omega_z \cos \theta_{\omega z x} \cos \theta_{\omega z y} \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (4)$$

где индексы x, y, z обозначают элементы соответствующего вектора или матрицы. Подставив выражение (4) в (3), получим совокупность измерений для калибровки 9 параметров ошибок. Для успешной калибровки необходимо, чтобы число измерений было не меньше числа неизвестных - 9, поэтому массив измерений должен быть сформирован при различных угловых скоростях ω_r . Отыскание неизвестных параметров реализуется при помощи метода наименьших квадратов [4].

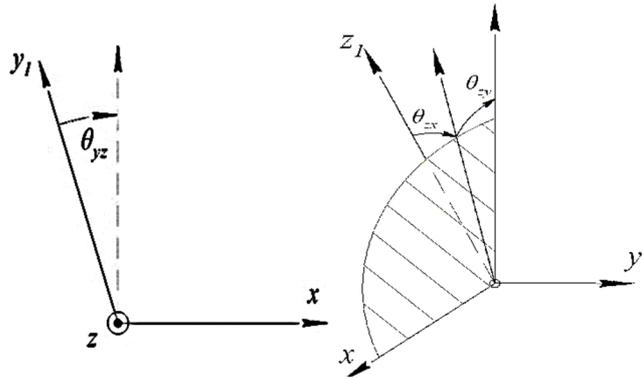


Рис. 1. Поворот оси y и оси z

Методика калибровки состоит из следующих этапов:

1. Сбор измерительной информации.
2. Обработка измерительной информации. Нахождение поправок.
3. Учет поправок согласно модели измерений датчика угловой скорости.
4. Анализ полученных данных. Сравнение истинных значений угловой скорости с измерениями, в которых учтены поправки.

Результаты моделирования представлены в таблице 1.

Моделирование проводилось при следующих условиях:

- три величины задающего воздействия (скорость вращения стенда на котором установлен датчик) $|\omega_r| = 5^\circ/\text{с}, 7,5^\circ/\text{с}, 10^\circ/\text{с}$;
- для каждого значения $|\omega_r|$ гироскоп был зафиксирован в 9 различных положениях относительно направления ω_r – 6 положений перпендикулярно каждой стороне гироскопа и 3 положения под 45° относительно каждой измерительной оси;
- шум η_ω имеет центрированное гауссовское распределение со среднеквадратическим отклонением $\sigma = 50 \cdot 10^{-3}^\circ/\text{с}$.

Таблица 1

	Результаты калибровки								
	Смещение нуля, градус/с			Масштабный коэффициент			Неортогональность, градус		
	$b_{\omega x}$	$b_{\omega y}$	$b_{\omega z}$	$S_{\omega x}$	$S_{\omega y}$	$S_{\omega z}$	$\theta_{\omega y z}$	$\theta_{\omega z x}$	$\theta_{\omega z y}$
Неоткалиброванные значения	0,049	0,052	-0,050	0,0075	0,0057	0,0061	0,0011	0,0012	-0,0013
Откалиброванные значения	0,051	0,05	-0,048	0,0082	0,0063	0,0067	0,0012	0,0016	-0,0009
Относительная погрешность, %	4,08	3,84	5,88	9,33	10,53	9,84	28,57	33,33	30,77

По полученным результатам можно сделать вывод, что методика наиболее точно позволяет определить смещение нуля и масштабный коэффициент. Неортогональность осей из-за их малости удаётся оценить с большой относительной погрешностью.

Заключение. В работе рассмотрена модель измерений трехосного датчика угловых скоростей, учитывающая смещение нуля, неортогональность осей чувствительности, погрешность масштабного коэффициента. Апробирована методика калибровки в математическом пакете Matlab. В дальнейшем планируется добавить в модель коэффициенты, учитывающие смещение нуля в зависимости от изменения температуры окружающей среды и продолжительного времени работы.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Распопов В.Я.** Микромеханические приборы. М.: Машиностроение, 2007. 400с.
2. **Shin E.-H.** Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications: PHD Thesis. The University of Calgary, 2001. 137 p.
3. **Naayal A.** Static calibration of the tactical grade inertial measurement: Thesis Master of Science. The Ohio State University, 2010. 118 p.
4. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. Санкт-Петербург. Университет ИТМО. 2017. 196 с.

A.A. Khusainov (Samara National Research University, Samara) **Developing a Methodology for ground-based Calibration of Angular Velocity Sensors for CUBESAT nanosatellites**

Abstract. In this paper, we considered a model of angular velocity sensor measurements, including the measurement errors: bias, non-orthogonality of the sensitivity axes, and scale factor error the measurement axes. The validity of the methodology was confirmed on a model simulation.

УДК 519.857.6

А. А. КУМАРИН

(Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева)

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ SDR НАВИГАЦИОННОГО ПРИЕМНИКА С ПРОРЕЖИВАНИЕМ ДАННЫХ

Слежение за сигналом в приемнике спутниковой навигации на основе программно определяемого радио – Software-Defined Radio (SDR) – сложная вычислительная задача. В работе рассмотрен алгоритм слежения с прореживанием данных. Выявлено, что при определенном соотношении времени слежения и доли пропущенных отсчетов возможно осуществление стабильного захвата сигнала. Значения параметров алгоритма, при которых захват стабилен, зависит от уровня сигнала, что требует применения адаптивных методов подбора параметров.

Введение. Все большую популярность набирают приемники спутниковой навигации на основе технологии SDR [1]. Они позволяют производить практически всю обработку сигнала в цифровом виде, что делает их более гибкими в сравнении с традиционными приемниками на основе специализированных микросхем (ASIC). Основной проблемой в таких приемниках является необходимость обработки большого объема первичных данных. Наибольшую часть процессорного времени при обработке сигнала занимает слежение [2]. Например, в исследуемом в настоящей работе приемнике [3] используется частота дискретизации порядка 27 МГц.

В работе исследуется слежение с прореживанием данных. В [4] было рассмотрено влияние изменения доплеровской частоты на уход фазы локального генератора несущей частоты. Выявлены ограничения сверху на время, которое локальный генератор может работать без коррекции. Однако, в реальном приемнике есть и иные факторы, приводящие к уходу фазы несущей и иным проблемам, которые в конечном счете приводят к срыву слежения. В работе проводится камеральное исследование работоспособности алгоритма слежения с прореживанием данных на записи реального сигнала.

Алгоритм. Алгоритм слежения состоит из блока генерации локальной реплики несущей частоты и кода, блока корреляторов локального сигнала с принятым радиосигналом (ранний, точный и поздний), блока коррекции локальных генераторов. Ключевой особенностью алгоритма является режим прерывания слежения. В этом режиме обработка данных не производится. По выходу из данного режима вычисляется новое состояние генераторов без вычисления промежуточных состояний. Таким образом, освобождается часть процессорного времени.

Основными параметрами алгоритма является время работы без прерывания при старте слежения ($T_{\text{старт}}$), интервал слежения (T_c) и интервал прерывания (T_n).

Результаты работы алгоритма. По результатам запуска алгоритма выводятся следующие наиболее важные результаты: значения дискриминаторов PLL и DLL петель слежения. По ним можно видеть, смогла ли петля восстановить захват сигнала при возобновлении работы, а также оценить возмущения, внесенные его прекращением. Кроме того, выводится навигационное сообщение, представляющее собой бинарную последовательность. При наличии в ней четких уровней логического нуля и единицы слежение можно считать успешным.

При обработке одних и тех же данных алгоритмом с разными параметрами выявлено, что при коэффициенте заполнения $k = T_c / (T_c + T_n)$ порядка 50% слежение стабильно (рис. 1). При k порядка 17% (рис. 2) имеются области более и менее четкого слежения, что видно по навигационным сигналам, но не наблюдается срыва. При k порядка 10% через некоторое время происходит срыв (рис 3).

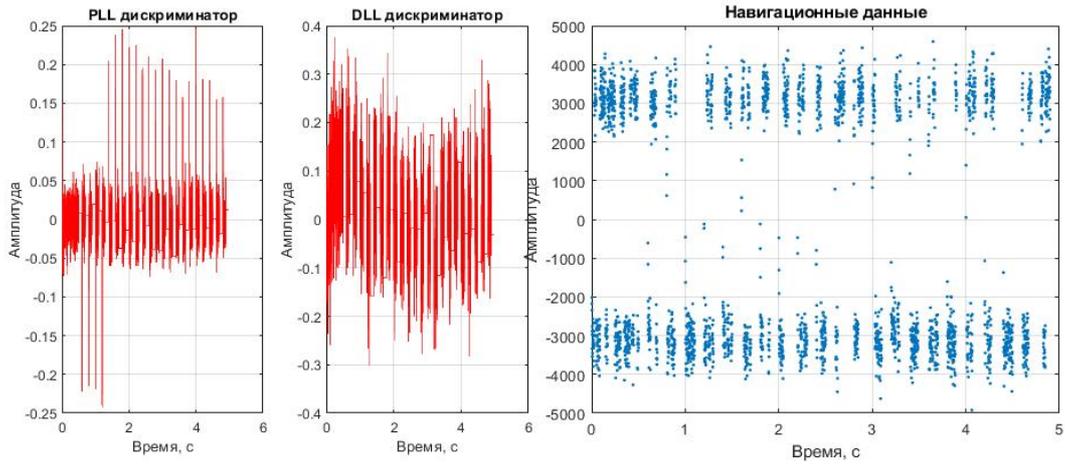


Рис. 1. Результаты работы алгоритма с $\kappa = 50\%$

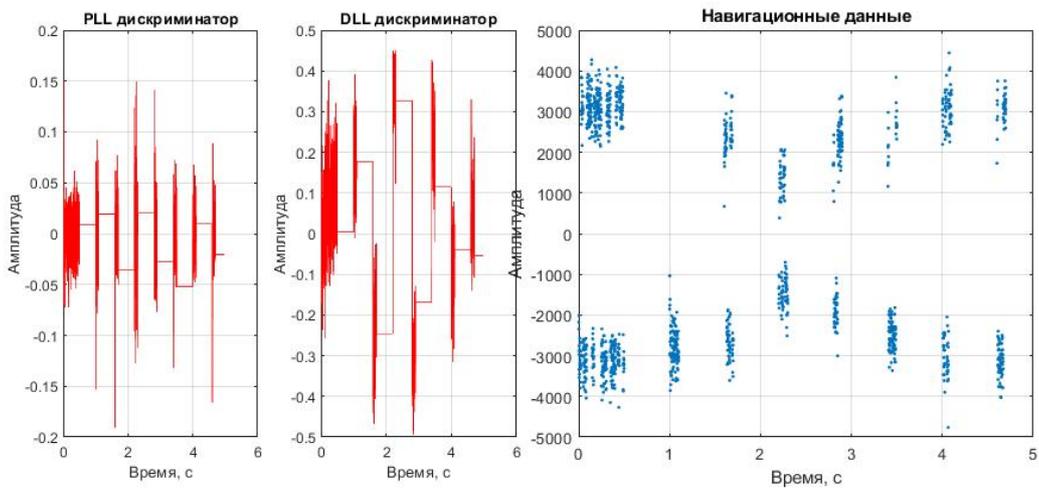


Рис. 2. Результаты работы алгоритма с $\kappa = 17\%$

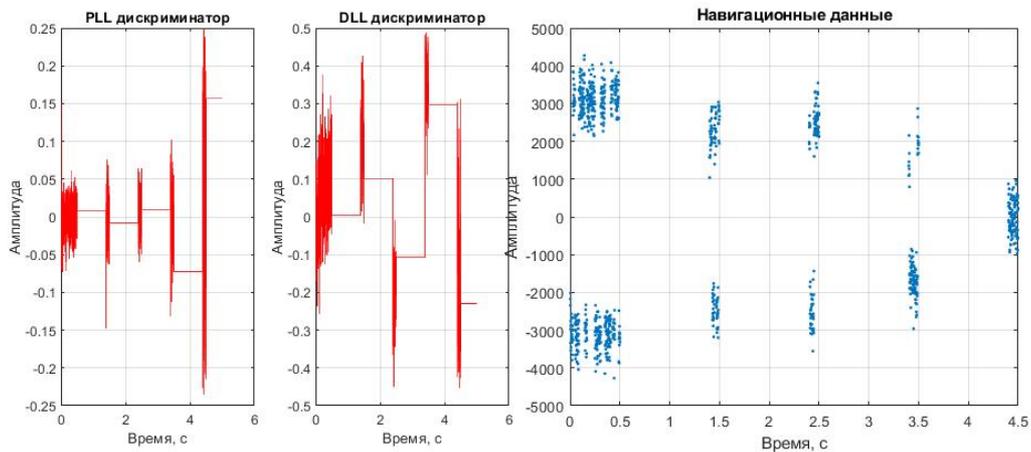


Рис. 3. Результаты работы алгоритма с $\kappa = 10\%$

Заключение. В ходе работы выявлено, что представленный алгоритм слежения за прореженным сигналом спутниковых навигационных систем способен обеспечивать стабильное слежение за навигационным сигналом. Подобраны значения параметров алгоритма, при которых слежение стабильно. При снижении уровня сигнала данные параметры будут неподходящими и может произойти срыв слежения. Для обеспечения стабильного слежения за сигналом с изменяющимся уровнем параметры алгоритма должны динамически подстраиваться под сигнал. Дальнейшее исследование методов подбора параметров позволит существенно снизить вычислительные затраты при сохранении захвата сигнала.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Б. П. Кумар, Ч. С. Пайдимари.** Усовершенствованный способ сбора радиочастотных данных GPS для программно реализуемых приемников спутниковой навигации // *Гирскопия и навигация*. 2020. №1. С. 42-53.
2. **Kumarin A.A., Kudryavtsev I.A.** SoC opportunities for boosting SDR GNSS performance *Information Technology and Nanotechnology*. 2019. № 2416. P. 457–462.
3. **Borre K. et al.** A Software-Defined GPS and Galileo Receiver: A Single-Frequency Approach. *Boston, Basel, Berlin: Birkhauser*, 2006. 185 с.
4. **Kumarin A., Kudryavtsev I., Shafran S.V.** Implementation of a GNSS Receiver Signal Tracking Module *27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020 - Proceedings*. 2020. PP 1-4

A.A.Kumarin (Samara State University). **An SDR GNSS Receiver with data reduction operability investigation**

Abstract. SDR GNSS receiver signal tracking is a high computational load. This paper investigates a tracking algorithm with data reduction. It was found out that within a certain parameter values range signal lock is stable. The parameters values depend on signal levels which suggests using adaptive methods for parameter determining.

УДК 681.51

П.Н. НИКОЛАЕВ, А.И. ЛЕОНОВ

(Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва)

ТРЕХОСНАЯ ГРАВИТАЦИОННАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ CUBESAT 3U, БАЗИРУЮЩАЯСЯ НА АЛГОРИТМЕ B-DOT

Рассматривается задача стабилизации возмущённого движения наноспутника по солнечно-синхронной орбите после выведения из транспортно-пускового контейнера и с последующим переводом в режим трёхосной гравитационной стабилизации. Для решения указанной задачи использована модификация алгоритма B-dot, которая заключается в последовательном переключении нескольких режимов: демпфирование модуля угловой скорости до значения орбитальной скорости (используются три магнитные катушки), обеспечение гравитационной стабилизации (используется одна магнитная катушка, установленная на оси с наименьшим моментом инерции). Проведено исследование предложенного алгоритма, которое показало его работоспособность.

Введение. Для решения университетами научных задач в космосе наноспутники являются многообещающим инструментом, благодаря малым объёмам и массе, малым срокам разработки и низкой стоимости. Зачастую научные миссии требуют ориентированного движения наноспутника, таким образом, существует спрос на системы ориентации и стабилизации, пригодные для малых космических аппаратов. Такие системы должны быть малоразмерными, легкими, иметь низкое энергопотребление и стоимость. Этим требованиям отвечают магнитные системы ориентации [1]. В данной работе решается задача гравитационной стабилизации наноспутника SamSat-ION формата CubeSat 3U на солнечно-синхронной орбите после его выведения из транспортно-пускового контейнера (ТПК), для чего использована модификация алгоритма B-dot, предусматривающая два режима. Первый режим заключается в демпфировании начальной угловой скорости, сформированной условиями выведения, до значения орбитальной угловой скорости («классический» алгоритм B-dot [2-4]). Вторым режимом является приведение наноспутника к гравитационной трёхосной стабилизации путём использования одной магнитной катушки, расположенной на оси со вторым по величине моментом инерции, что осуществимо благодаря малому углу между линией магнитного поля и траекторией спутника.

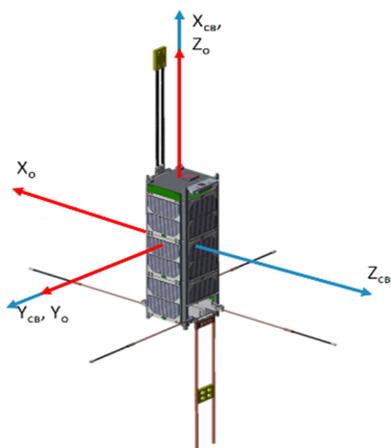


Рис. 1. Системы координат, используемые при гравитационной стабилизации SamSat-ION

SamSat-ION. В Самарском университете разрабатывается наноспутник формата CubeSat 3U SamSat-ION, основной задачей которого является изучение верхней ионосферы Земли контактными и дистанционными методами. Научная аппаратура спутника включает: датчик параметров плазмы, разрабатываемый Институтом прикладной физики Российской академии наук, приёмник сигналов спутниковых радионавигационных систем, научный выносной трёхосный магнитометр. Запуск наноспутника SamSat-ION планируется на солнечно-синхронную орбиту с наклоном $97,5^\circ$ и высотой 550 км. Проектные моменты инерции: $I_x = 0,013 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_y = 0,07 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_z = 0,06 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$. По требованиям датчика параметров плазмы его плоскость должна быть перпендикулярна вектору набегающего потока, для чего необходима трёхосная гравитационная стабилизация (см. рис. 1). Используемые системы координат: $OX_o Y_o Z_o$ – орбитальная система координат: ось OX_o направлена по вектору скорости наноспутника, OZ_o – по радиус-вектору наноспутника от центра Земли, OY_o – дополняет систему до правой. $OX_{CB} Y_{CB} Z_{CB}$ – связанная с аппаратом система координат: ось OX_{CB} направлена по оси с наименьшим моментом инерции, OZ_{CB} – по оси со вторым по величине моментом инерции, OY_{CB} – с наибольшим моментом инерции.

Алгоритм управления. Наноспутник достигает гравитационной стабилизации в положении с минимумом гравитационного момента. Устойчивое положение равновесия показано на рисунке 1. Такая стабилизация достигается благодаря подбору моментов инерции наноспутника на этапе проектирования, а также использованию алгоритма демпфирования, включающего стабилизацию относительно каждого канала движения отдельно.

На первом этапе после выхода из ТПК наноспутником достигаются высокие угловые скорости, которые демпфируются до значения орбитальной угловой скорости по алгоритму, описанному в статье [5].

Алгоритм B-dot контролирует величину и направление тока на каждой магнитной катушке, что создаёт требуемый дипольный момент m для контроля угловой скорости наноспутника путём создания магнитного момента M :

$$M = m \times B, \quad (1)$$

где B – вектор магнитной индукции Земли.

Дипольный момент может быть определён по формуле:

$$m = -k\dot{B}, \quad (2)$$

где \dot{B} – производная вектора магнитной индукции Земли; k – коэффициент демпфирования.

На следующем этапе управление производится с помощью дипольного момента одной катушки, соответствующей оси OZ_{CB} , что создаёт момент, стремящийся совместить эту ось с локальным геомагнитным вектором, который для случая солнечно-синхронной орбиты будет иметь малый угол с касательной к траектории движения:

$$m_z = -k\dot{B}_z, \quad (3)$$

Демпфирование производится до наступления условия (4), формулируемого для максимальных модулей угловых скоростей по оси тангажа, прецессии и собственного вращения, и модуля среднего значения угловой скорости по оси тангажа (относительно орбитальной скорости), при котором устойчивое положение равновесия считается достигнутым:

$$\omega_{x_0,max} \leq \omega_{x,max} \ \& \ \omega_{y_0,max} \leq \omega_{y,max} \ \& \ \omega_{z_0,max} \leq \omega_{z,max} \ \& \ \omega_{orb} - \Delta\omega \leq \omega_{y_0,mean} \leq \omega_{orb} + \Delta\omega, \quad (4)$$

где ω_{orb} – орбитальная скорость; $\omega_{x_0,max}$, $\omega_{y_0,max}$, $\omega_{z_0,max}$ – максимальные модули угловых скоростей вокруг осей OX_o , OY_o и OZ_o на двухчасовом интервале; $\omega_{x,max} = 0,054^\circ/c$, $\omega_{y,max} = 0,04^\circ/c$, $\omega_{z,max} = 0,077^\circ/c$ – заданные границы по каждой компоненте скорости; $\omega_{y_0,mean}$ – модуль средней скорости вокруг оси OY_o на двухчасовом интервале; $\Delta\omega$ – допустимое отклонение от орбитальной скорости.

Для проверки эффективности алгоритма было проведено моделирование, результаты которого иллюстрируются рисунком 2. Из него видно, что после наступления условия (4) (вертикальная пунктирная линия) наноспутник пришёл к устойчивому положению равновесия, которое соответствует трёхосной гравитационной стабилизации. При этом по углу прецессии видно раскачивание, что происходит вследствие перераспределения энергии между осями вращения.

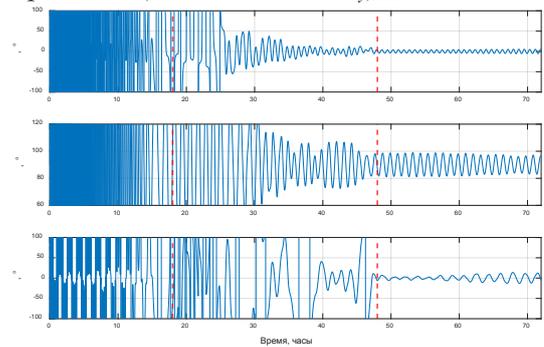


Рис. 2. Результаты работы модифицированного алгоритма B-dot,

ψ – угол прецессии, α – угол атаки, ϕ – угол собственного вращения

Заключение. Полученный результат демонстрирует возможность установления устойчивого гравитационного положения равновесия наноспутником с помощью модифицированного алгоритма B-dot. В дальнейшем планируется провести статистическое моделирование работы данного алгоритма.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Иванов Д.С.** Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им.М.В.Келдыша, 2016. 366 с.
2. **Stickler, A.C. and Alfriend, K.T.**, Elementary magnetic attitude control system, Journal of Spacecraft and Rockets, 1976, vol. 13, no. 5, pp. 282–287.
3. **Stickler, A.C.**, A Magnetic Control System for Attitude Acquisition, Ithaco, Inc., Rep. N 90345, 1972
4. **Kramlikh, A.V., Melnik, M.E., and Nikolaev, P.N.**, Attitude determination and stabilization algorithms of the SamSat-218D nanosatellite, Proc. 23rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2016, pp. 366–372.
5. **Kramlikh A.V., Lomaka I.A., and Nikolaev P.N.**, Damping control system for SamSat nanosatellite platform, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, vol. 862, pp. 1-7.

P.N. Nikolaev (Samara University, Samara), **A.I. Leonov** (Samara University, Samara). **Three-axis gravitational stabilization of CubeSat 3U based on B-dot algorithm**

Abstract. In this work we consider stabilization of nanosatellite disturbed motion, moving on a solar-synchronized orbit after deployment and following gravitational stabilization. We use B-dot algorithm modification. Modified algorithm includes two modes: angular velocity damping to the value of orbital velocity (all coils are used), gravitational stabilization via using only one coil, placed on side with minimum moment of inertia. We conducted research of this algorithm, which proves efficiency of it.

УДК 629.7.054.07

К. С. КОРЧАГИН
(АПИ(ф) НГТУ им. Р.Е. Алексеева, ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас)

А. В. КОРНИЛОВ
(ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА»)

РАЗРАБОТКА КАНАЛА ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Представлены результаты разработки системы измерения высотно-скоростных параметров с учетом требований и ограничений для малогабаритной авиации общего назначения, описаны основные используемые и разработанные программные и аппаратные средства, представлена принципиальная схема и результаты летных испытаний опытных образцов системы.

Введение. Для осуществления безопасного полета и успешного выполнения полетного задания в составе пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) любого типа аэродинамических летательных аппаратов (ЛА) обязательным условием является применение технических средств, обеспечивающих измерение высотно-скоростных параметров (ВСП) [1].

Наиболее часто для этого применяются аэротрические приборы на основе анероидных коробок, которые позволяют измерять значения величины давления потока наружного воздуха и определять значения: приборной, вертикальной и истинной скоростей, абсолютной и относительной барометрических высот, числа Маха. Однако из-за погрешностей барометрических измерителей [2] в составе большинства ЛА реализуется резервирование за счет информации от радиовысотометров и радиодальномеров DME/ILS или от приемника спутниковых навигационных систем (СНС). Комплексное использование информации от перечисленных измерителей позволяет обеспечить высокую точность и надежность канала измерения ВСП.

Анализ научно-технической литературы [3], [4] показал, что на сегодняшний день в РФ недостаточно проработаны методы и средства, позволяющие реализовать комплексное измерение ВСП с требуемой точностью в составе малогабаритных аэродинамических ЛА гражданского применения. При этом задачи организации на территории РФ производства современных самолетов малой авиации и осуществление мер по исключению критической зависимости РФ от зарубежных стран в области авиационной деятельности являются основополагающими в Государственной программе Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности» на 2013-2025 годы [5]. Поэтому целью проводимого исследования являлась разработка аппаратных и программных средств, реализующих канал измерения ВСП для малой гражданской авиации, в первую очередь, для объектов авиации общего назначения, учебно-тренировочных самолетов и самолетов выполнения спецработ. Одними из наиболее перспективных объектов возможного применения разрабатываемого канала измерения ВСП являются учебно-тренировочный самолет СР-10, малогабаритные многоцелевые самолеты авиации общего назначения СМ-92ГЕ, ТВС-2ДТС «Байкал», Як-152, М-107.

Схема построения разрабатываемого канала измерения ВСП. Предполагается, что в составе большинства ПНК ЛА применяется основная инерциальная система, основной барометрический измеритель, резервная баро-инерциальная система и приемник спутниковой навигации. При автономной работе каждый измеритель имеет свои недостатки, основанные на заложенных в него физических принципах. Поэтому для повышения точности измерения и надежности функционирования ПНК ЛА целесообразно осуществлять комплексирование информации.

Разработана схема канала измерения. Для её реализации предложено использовать перспективные приборы разработки ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА»: барометрический измеритель высотно-скоростных параметров (ИВСП); баро-инерциальная интегрированная система резервных приборов (ИСРП-ГА) и инерциально-спутникового пилотажного прибора ДКВ-ГА – датчик курса и вертикали.

В составе устройств применяются следующие датчики первичной информации:

- одноосные волоконно-оптические гироскопы ВГ941-ЗАМ (ЗАО «Физоптика») с дрейфом нулевого сигнала до 40 град/ч, стабильность масштабного коэффициента 0,2 %;
- одноосные кремниевые компенсационные акселерометры АТ-1104-50 (ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА») со встроенными датчиками температуры с отклонением нулевого сигнала в диапазоне рабочих температур относительно нормальных условий не более $\pm 10^{-2}$ g, отклонением крутизны выходной характеристики в диапазоне рабочих температур относительно нормальных условий не более $\pm 0,3\%$;
- пьезорезонансные преобразователи давления и температуры кварцевые - ПДТК (ООО «СКТБ ЭлПА»), специально разработанные для проводимого исследования с основной приведенной погрешностью $\pm 0,04$ % от верхнего предела измерения (ВПИ);
- измерительный модуль *MPI-10 (Xsens)* на основе МЭМС-датчиков – трехосного акселерометра и трех одноосных гироскопов.

В качестве вычислительного устройства используется высокопроизводительный микроконтроллер ДКВ-ГА, реализация которого возможна как на базе STM32, так и на базе перспективных разработок АО «ПКК Миландр».

Также в составе канала измерения ВСП применен приемник сигналов ГЛОНАСС, GPS МНП-М7 (АО «ИРЗ»), который предназначен для определения текущих координат, скорости и времени. Его инструментальная погрешность определения географических координат с вероятностью 2σ по измерениям ГЛОНАСС в недифференциальном режиме - не более 5 м.

При реализации информационных связей между устройствами разрабатываемого канала измерения ВСП использовались известные подходы [2], однако предложенные программно-математические средства [6], представленные на рисунке 1, позволяют повысить качество ПНК.

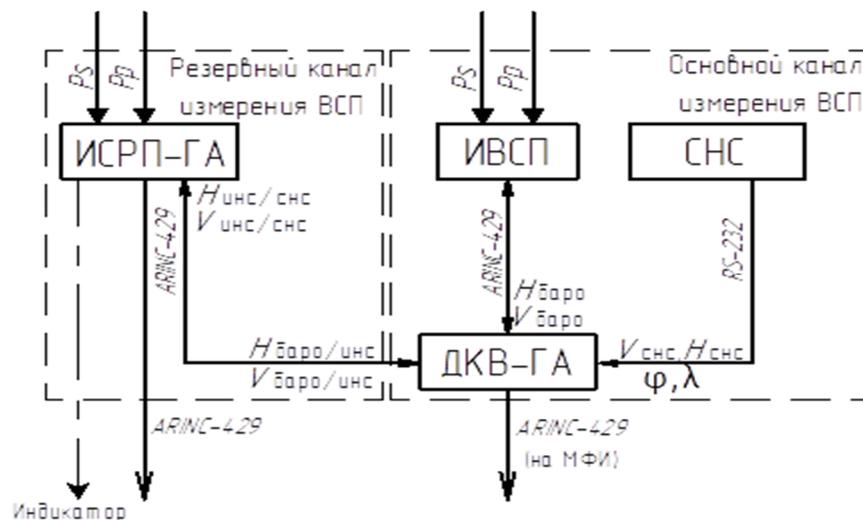


Рис. 1 – Схема канала измерения ВСП

Используемые обозначения: P_s – величина статического давления наружного воздуха, P_p – величина давления набегающего потока воздуха, МФИ – многофункциональный индикатор, $H_{инс/снс/баро}$, $V_{инс/снс/баро}$ – значения высоты и скорости от инерциальной навигационной системы/ приемника СНС/ барометрического измерителя, φ , λ – географические широта и долгота

Существенными отличиями конструкции разрабатываемого канала измерения ВСП является:

- применение конструкции, позволяющей исключить магистрали давления (у основного канала измерения) и, тем самым, устранить погрешность запаздывания [7], снизить трудоемкость изготовления самолета, повысить надежность эксплуатации;
- применение комплектующих, обеспечивающих высокое качество при относительно низкой стоимости (отечественные электрорадиоизделия в пластиковых корпусах, сертифицированные иностранные высокопроизводительные микроконтроллеры, специально разработанные для проводимого исследования отечественные датчики давления и индикатор);

- применение классического математического метода комплексирования информации (фильтр Калмана) различной физической природы и реализация программных средств и алгоритмов собственной разработки [6].

Результаты летных испытаний опытных образцов изделия ИВСП представлены в таблице 1. Обращаем внимание, что погрешности измерения абсолютной высоты и приборной скорости разработанным ИВСП относительно штатной системы на основе датчиков давления *Druck* («*General Electric*») (погрешность измерения давления 0,01% ВПИ) составляют 3,26 м и 4,32 км/ч.

Таблица 1

Результаты летных испытаний опытных образцов изделия ИВСП

Погрешность измеряемого параметра	1-й полет	2-й полет	3-й полет	Требования по ТЗ
Высота абс., м.	2.46	1.60	3.26	<10 м
Скорость приборная, км/ч	2.23	1.27	4.32	<10 км/ч
число Маха, ед.	0.002	0.001	0.002	<0,01

Заключение. Предложенные подходы и алгоритмы были реализованы в опытных образцах измерительных устройств. Образцы ДКВ и ИСРП проходят наземную отработку на испытательной базе ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА» (г. Арзамас) и в составе стенда АО УПКБ «Деталь» (г. Каменск-Уральский). Образцы ИВСП проходят летные испытания в составе ПНК самолета СР-10. Результаты трех полетов подтверждают достоверность и обоснованность разработанных научно-технических решений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральные авиационные правила «Сертификация авиационной техники, организации разработчиков и изготовителей. Часть 21». [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/72601980/> (дата обращения: 15.01.2021)
2. **Прилепский, В.А.** Авиационные приборы: учеб. пособие. Самара: изд-во Самарского университета; В.А. Прилепский, 2016. 316с.
3. **Алешечкин А.М., Ерохин В.В.** Оптимизация траектории динамических управляемых объектов в интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий // Гироскопия и навигация, 2016, № 2, С. 3–19 .
4. **Гришин И.А., Михалевич О.А.** Проблема измерения высотно-скоростных параметров полёта современного самолета. // Материалы XIX Всероссийской научно-практической конференции "Инновационные технологии в образовательном процессе", 2017, С. 66–71.
5. Постановление Правительства РФ от 15 апреля 2014г. №303 «Об утверждении государственной программы «Развитие авиационной промышленности».
6. **Ильясов С.П., Корнилов А.В., Лосев В.В.** Система резервных приборов высокоманевренного пилотируемого аэродинамического летательного аппарата // Труды МАИ, 2017, № 92. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77119> (дата обращения: 21.05.2021)
7. ОСТ 1 00762-75 Системы статического и полного давлений для питания мембранно-анероидных приборов. М.: Гос. ком стандартов, 1975. 13 с.

K. S. Korchagin, (API (branch) of NSTU named after R. E. Alekseev, Arzamas; Public Joint Stock Company ANPP "TEMP-AVIA", Arzamas), **A.V. Kornilov** (PJSC ANPP "TEMP-AVIA", Arzamas). **Development of a channel for measuring altitude and speed parameters for general aviation facilities**

Abstract. The abstract presents the results of development of the system for measuring altitude and speed parameters with the requirements and limitations of scope – a small General aviation, describes the main used and developed software and hardware, a schematic diagram and the results of flight tests of prototypes of the system.

■ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ■

УДК 531.383

А.О. КУЗНЕЦОВ, Р.С. ПАЛЬКОВ
(Филиал ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус», Саратов,
Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А.)

ВОПРОСЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПОПЛАВКОВЫХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ ЗА СЧЕТ СНИЖЕНИЯ ВЛИЯНИЯ МОМЕНТА СИЛ ТРЕНИЯ

В работе приведена математическая модель безобогревного поплавкового гироскопического датчика угловой скорости (ДУС) с электромеханической обратной связью.

Введение. По состоянию на 2017-2020 год механические поплавковые ДУС, акселерометры и навигационные системы на их основе по-прежнему не утратили своей актуальности и активно производятся отечественными предприятиями, успешно решая задачи ориентации и навигации в экстремальных климатических условиях с требуемой точностью и высокой надежностью, где другие типы датчиков не справляются [1-3]. Отдельные виды поплавковых гироскопических приборов могут конкурировать по величине дрейфа 10^{-4} °/ч с приборами, имеющими бесконтактный электростатический подвес. Так же существуют и менее точные безобогревные гироскопические приборы поплавкового типа с дрейфом 10^{-2} °/ч и выше.

Целью работы является повышение точности поплавковых ДУС с электромеханической обратной связью за счет снижения влияния момента сил трения. Для достижения цели в настоящей работе решается задача по разработке математической модели данного гироскопического прибора.

Момент сил трения. Используя известную зависимость угла трения от угла разворота поплавковой камеры, нетрудно определить момент сил трения, возникающих в камневой опоре поплавковой камеры, не только при ее развороте, но и при развороте корпуса прибора вокруг выходной оси, например, при развороте подвижного объекта по тангажу [3]. То есть, момент сил трения это фактически тот момент, с которым цапфа 1 будет стремиться вернуться в потенциальную зону устойчивости (рис. 1).

На рис. 1 приняты следующие обозначения: N – сила нормальной реакции опоры; ℓ – плечо приложения силы остаточного веса; $F_{тр}$ – сила трения; F – составляющая силы остаточного веса.

Момент сил трения $M_{скат}$, с которым цапфа «скатывается» в зону потенциальной устойчивости механической системы, определяется по следующей формуле:

$$M_{скат} = \frac{F_{ост}}{2} \cdot r \cdot \sin(\varphi) - M_{тк}(\dot{\beta}), \quad (1)$$

где $F_{ост}$ – остаточный вес поплавковой камеры в приборной жидкости; $\dot{\beta}$ – угловая скорость разворота цапфы (поплавковой камеры); φ – угол вскатывания цапфы, r – радиус цапфы, $M_{тк}$ – момент сил трения-качения.

Угол вскатывания цапфы определяется из кинематического соотношения фрикционной планетарной передачи и граничных условий силы трения $F_{тр}$ и составляющей силы остаточного веса F .

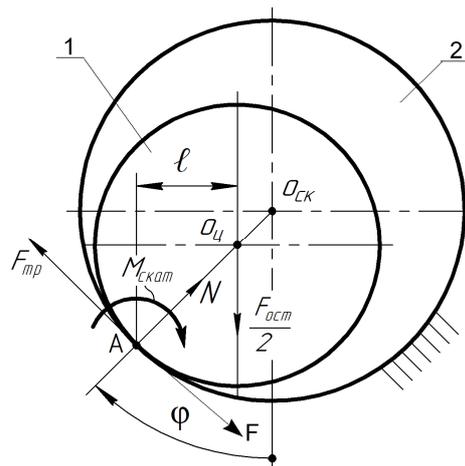


Рис. 1 – Пояснение к возникновению момента сил трения: 1 – цапфа, 2 – сквозной камень

$$\varphi_i(\beta, F_{тр}, F, R, r) = \begin{cases} \varphi_{i-1} = 0, & \begin{cases} \beta_{i-1} < \beta_i, \varphi_i = \varphi_{i-1} + \frac{\beta_i - \beta_{i-1}}{1 - \frac{R}{r}} \\ \beta_{i-1} > \beta_i, \varphi_i = \varphi_{i-1} - \frac{\beta_i - \beta_{i-1}}{1 - \frac{R}{r}} \\ \beta_{i-1} = \beta_i, \varphi_i = \varphi_{i-1} \end{cases} \\ [(\varphi_{i-1} > 0) \wedge (\beta_{i-1} > \beta_i)] \vee [(\varphi_{i-1} < 0) \wedge (\beta_{i-1} > \beta_i)], & \begin{cases} F_{тр} > F, \varphi_i = \varphi_{i-1} + \frac{\beta_i - \beta_{i-1}}{1 - \frac{R}{r}} \\ F_{тр} < F, \varphi_i = \varphi_{i-1} \end{cases} \\ [(\varphi_{i-1} > 0) \wedge (\beta_{i-1} < \beta_i)] \vee [(\varphi_{i-1} < 0) \wedge (\beta_{i-1} > \beta_i)], & \varphi_i = \varphi_{i-1} + \frac{\beta_i - \beta_{i-1}}{1 - \frac{R}{r}}. \end{cases} \quad (2)$$

Функция (2) зависит от ряда параметров и позволяет учитывать предысторию движения поплавокковой камеры, а именно, функция зависит от угла разворота цапфы β , силы трения $F_{тр}$ и силы F составляющей момент скатывания. Радиус цапфы и сквозного камня в данном случае константы. Сила трения и составляющей остаточного веса определяются из соотношений:

$$\begin{cases} F_{тр} = \mu N \gamma(T_{ж}); \\ F = F_{ост} \cdot \cos(\varphi), \end{cases} \quad (3)$$

где $\gamma(T_{ж})$ – коэффициент, характеризующий смазочную способность приборной жидкости.

Разработка математической модели и взаимосвязь параметров. Следует отметить, что только контактное механическое трение имеет в своей природе постоянную составляющую нулевого сигнала (НС) ДУС. Именно постоянная составляющая НС в большей степени определяет дрейф ДУС. Этот факт подтверждается как теоретически так и экспериментально [4]. Другие два вида трения (жидкостное и магнитное) вносят только динамическую погрешность измерения. Математическая модель ДУС фактически описывает движение чувствительного элемента – поплавковой камеры:

$$J_{пгу} \ddot{\beta} + n_{\gamma} \dot{\beta} + c_p(i_{им} + i_{ос}) \dot{\beta} + k_{\gamma} \beta = M_{г}(\omega_{вх}) + M_{им}(i_{им}) - M_{ос}(\beta) + M_{дб}(\Psi) + M_{тр}(\beta, T_{ж}, \eta(p), d_1, d_2, D_1, D_2, \Psi, F_{сов}(\Omega), \omega_{вх}) + M_{шум}^{ГМ}(\Omega) + M_{шум}^{Уос}(M_{ос}), \quad (4)$$

где $J_{пгу}$ – момент инерции гироузла вокруг выходной оси прибора; β – угол разворота гироузла вокруг выходной оси прибора; n_{γ} – коэффициент демпфирования гироузла вокруг выходной оси прибора; $c_p(i_{им} + i_{ос})$ – коэффициент электромагнитного демпфирования датчика момента; k_{γ} – коэффициент пропорциональности упругих связей между гироузлом и корпусом прибора (токоподводов и магнитного компенсатора); $M_{г}(\omega_{вх})$ – гироскопический момент; $\omega_{вх}$ – входная (измеряемая) угловая скорость; $M_{им}(i_{им})$ – момент, имитирующий гироскопический (дистанционная проверка); $i_{им}$ – ток имитации; $i_{ос}$ – ток обратной связи; $M_{ос}(\beta)$ – момент обратной связи; $M_{дб}(\Psi)$ – момент, вызванный небалансом гироузла; Ψ – угол разворота корпуса прибора вокруг выходной оси; $M_{тр}(\beta, T_{ж}, \eta(p), d_1, D_1, d_2, D_2, \Psi, F_{сов}(\Omega), \omega_{вх})$ – момент трения; $T_{ж}$ – температура приборной жидкости; $\eta(p)$ – коэффициент трения; p – характер движения (покой, качение или буксование); d_1, D_1 – диаметр цапфы и диаметр отверстия сквозного камня «верхней» опоры; d_2, D_2 – диаметр цапфы и диаметр отверстия сквозного камня «нижней» опоры; $F_{сов}(\Omega)$ – сила, вызванная осевой вибрацией ротора гиromотора; $M_{шум}^{ГМ}(\Omega)$ – шумовой момент, вызванный угловыми колебаниями ротора гиromотора; Ω – угловая скорость вращения ротора гиromотора; $M_{шум}^{Уос}(\beta)$ – шумовой момент, вызванный особенностями работы усилителя обратной связи.

Заключение. В работе разработана математическая модель поплавкового ДУС, учитывающая момент сил трения, возникающих в камневых опорах, остаточный вес гироузла (температуру приборной жидкости), а также характер движения поплавковой гирокамеры (покой, качение или буксование).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Д.П. Лукьянов, В.Я. Распопов, Ю.В. Филатов.** Прикладная теория гироскопов. СПб.: ГНС РФ ОАО «Концерн «Электроприбор», 2015. 316 с.
2. **Пешехонов В.Г.** Перспективы гироскопии // Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2019. - 2019. - С. 36-38.
3. **El-Sheimy N, Youssef A:** Inertial sensors technologies for navigation applications: state of the art and future trend. Sat Nav 2020, 1:2.
4. **Калдымов Н.А., Полушкин А.В., Максименко В.Е., Болотин Б.А., Слистин И.В., Борчанинов Д.Г., Плотников П.К., Кузнецов А.О.** Эффекты трения в цапфенных опорах поплавкового гиросузда, приводящие к разбалансировке. // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сб. материалов конф., 28-20 мая 2018 г., г. Санкт-Петербург. 2018. С. 316-321.

A.O. Kuznetsov, R.S. Palkov (Academician Pilyugin Scientific – production Center of Automatics and Instrument-making – Production Association «Korpus», Yuri Gagarin State Technical University of Saratov). **Issues of improving the accuracy of gyroscopic angular velocity sensors by reducing the effect of friction torque**

Abstract. The paper presents a mathematical model of float-free angular velocity sensor.

УДК 531.383

К.В. НИНИКУ

(ПАО «Саратовский электроприборостроительный завод имени Серго Орджоникидзе»,
Саратовский государственный технический университет им. Гагарина Ю.А.)**РАЗРАБОТКА ЦИФРОВОГО УСИЛИТЕЛЯ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ
НА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЕ ДЛЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО
ПОПЛАВКОВОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ**

В работе рассмотрен цифровой усилитель обратной связи (ЦУОС) гироскопического поплавкового датчика угловой скорости (ДУС), разработка которого была проведена с использованием отечественной элементной базы. Применение микроконтроллера позволило реализовать обратную связь (ОС) посредством цифрового регулятора. Разработано схемотехническое решение и алгоритм программно-математического обеспечения.

Введение. Несмотря на то, что современная гироскопия характеризуется значительным числом новых видов разработанных и разрабатываемых гироскопов, одновременно с этим частично сохраняют свои позиции механические гироскопы [1]. Поплавковые гироскопические датчики угловой (ДУС) скорости получили широкое распространение, а навигационные системы на их основе не утратили своей актуальности и активно производятся отечественными предприятиями, успешно решая задачи ориентации и навигации в экстремальных климатических условиях с требуемой точностью и высокой надежностью [2]. И хотя аналоговые ДУС и навигационные системы на их основе зарекомендовали себя весьма хорошо, появление новых цифровых навигационных приборов было долгожданным, а расширенный функционал аналогичных навигационных приборов явно показывает, какой эволюционный шаг может быть пройден за 5-6 лет. Новые цифровые приборы представляют собой совсем другой класс навигационных систем [3], функциональные возможности которых значительно шире, чем просто обеспечение регулирования в аналоговых системах ДУС с усилителем обратной связи (УОС). Однако, в связи с импортозамещением [4] становится актуальным переход на отечественную элементную базу и освоение отечественной цифровой электроники. Предлагаемая работа посвящена разработке ЦУОС для поплавкового ДУС с применением отечественной элементной базы.

Описание конструкции и принципы действия измерительного канала ДУС-ЦУОС. Электро-кинематическая схема ДУС-ЦУОС представлена на рис. 1, где приняты следующие обозначения: 1 – гиromотор; 2 – гиروزел; 3 – цапфа; 4 – бушон; 5 – корпус прибора; 6 – сильфон; 7 – приборная жидкость; 8, 9 – датчик угла; 10, 11 – датчик момента; 12 – ЦУОС.

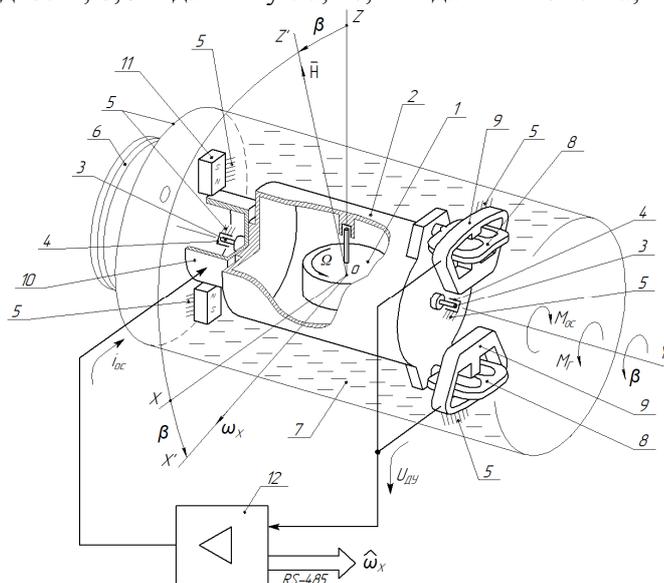


Рис. 1. Электро-кинематическая схема ДУС-ЦУОС

Принцип действия измерительного канала ДУС-ЦУОС заключается в следующем: входная (измеряемая) угловая скорость ω_x воздействует на чувствительный элемент гироблока, выходным параметром последнего является изменение фазы и амплитуды выходного напряжения датчика угла $U_{\text{дв}}$. Напряжение $U_{\text{дв}}$ поступает на вход ЦУОС, где обрабатывается в соответствии с заданным алгоритмом программно-математического обеспечения (см. рис. 3) и преобразуется в ток обратной связи $i_{\text{ос}}$, который поступает обратно в гироблок, компенсируя воздействие входной угловой скорости на чувствительный элемент. При этом выходной сигнал ДУС – цифровой код (RS-485). Интерфейс построен на специальной микросхеме-преобразователе 5559ИН10АУ (USB-TTL преобразователь). В качестве микроконтроллера (МК) использован 1886ВЕ1У (рис. 2). Выходной сигнал гироблока с сигнальной обмотки датчика угла (ДУ) поступает на вход предварительного усилителя (ПУ), построенного на микросхеме 1407УД2, усиливается, затем поступает на фазочувствительный выпрямитель (ФЧВ), который реализован на комплементарной транзисторной сборке КР128НТ4А. Выходной сигнал МК поступает на вход усилителя мощности (УМ), построенный на базе H-моста – КР1128КТ3А, который питает обмотку датчика момента (ДМ).

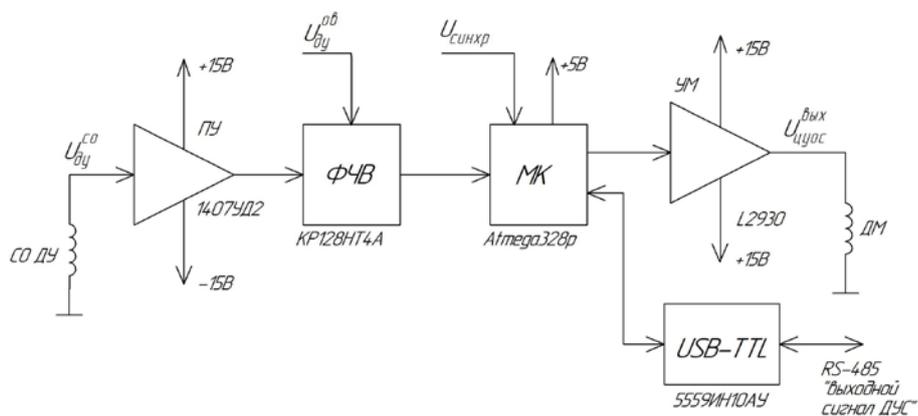


Рис. 2. Функциональная схема ЦУОС

Алгоритм работы ЦУОС приведен на рис. 3.

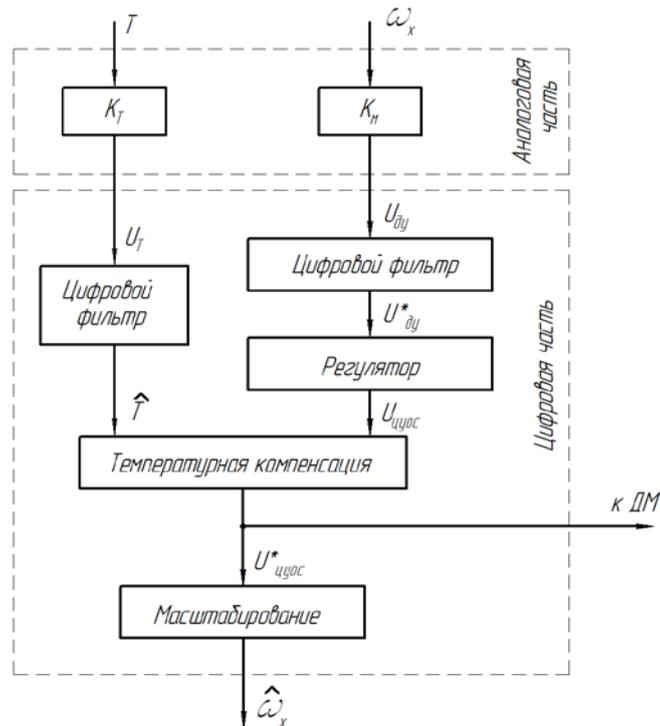


Рис. 3. Алгоритм работы ЦУОС

Посредством метода параметрической оптимизации характеристик ДУС, в среде Matlab были рассчитаны коэффициенты цифрового регулятора, являющегося основой ЦУОС, так как они определяют параметры ДУС (быстродействие, величину переменной составляющей, параметры регулирования углового положения поплавкового гиросузда (ПГУ)):

- коэффициент усиления пропорциональной составляющей регулятора $K_p=2$;
- коэффициент усиления дифференцирующей составляющей регулятора $K_i=3$;
- коэффициент усиления интегрирующей составляющей регулятора $K_d=0.015$.

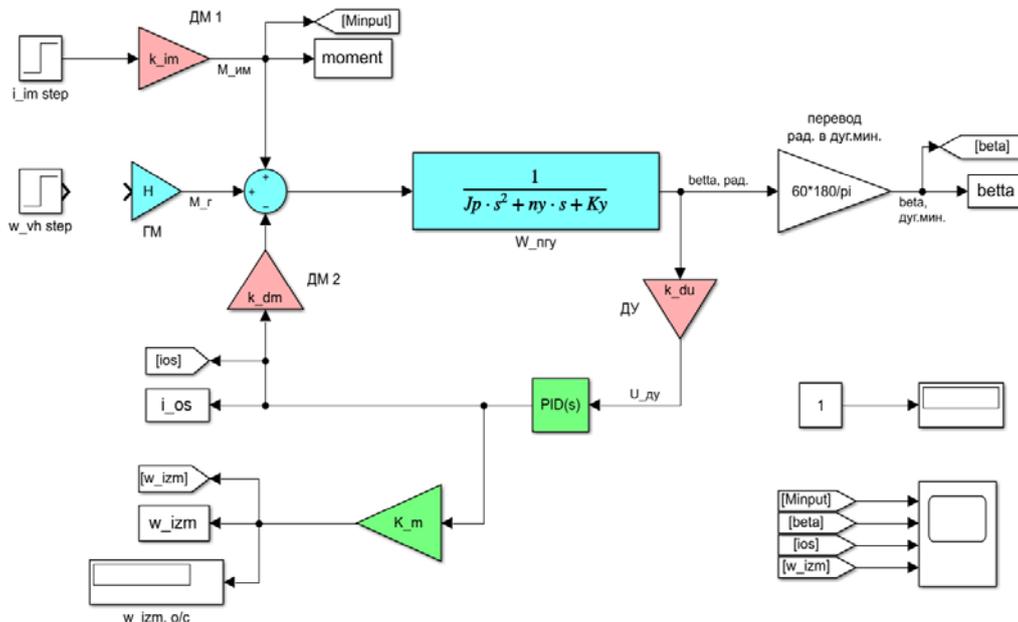


Рис. 4. Реализация математической модели ДУС в Matlab/Simulink

Для проверки работоспособности и исследования характеристик измерительного канала ДУС-ЦУОС была разработана его математическая модель, реализация которой представлена на рис. 4. Результаты математического моделирования представлены на рис. 5 и 6.

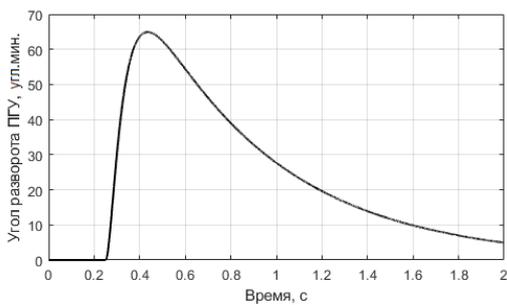


Рис. 5. ПП по углу разворота гиросузда ($t_{пп} \approx 2$ с)

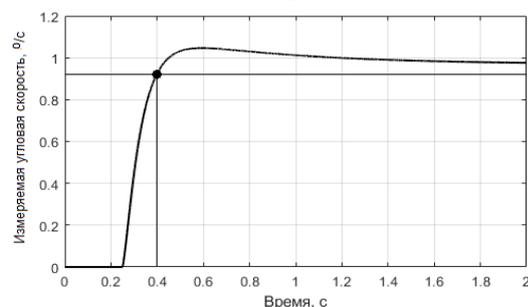


Рис. 6. ПП по измеряемой угловой скорости ($t_{пп} = 0.16$ с)

Графики переходных процессов (ПП) (рис. 5-6) были получены при ступенчатой входной угловой скорости $\omega_x = 1$ °/с. Время переходных процессов по углу разворота гиросузда и измеряемой угловой скорости составили ~ 2 с и 0.16 с, соответственно, что свидетельствует о правильной работе интегрирующей составляющей регулятора и высоком быстродействии датчика.

Заключение. В ходе работы было разработано новое схмотехническое решение, позволяющее реализовать цифровой усилитель обратной связи с использованием отечественных элементов, в работе также определены коэффициенты цифрового регулятора. С помощью математического моделирования подтверждена работоспособность ДУС с использованием разработанного ЦУОС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. Том 28. №2 (109), 2020. С. 3–10.
2. **Пешехонов В.Г.** Перспективы гироскопии // Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2019. 2019. С. 36–38.
3. **Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Нахов С.Ф., Поздняков В.М., Гребенников В.И., Скоробогатов В.В., Депутатова Е.А.** Проблемы разработки современных блоков электромеханических измерителей угловой скорости и кварцевых маятниковых акселерометров для объектов ракетно-космической техники. История и перспективы развития // Известия ТулГУ. Технические науки. 2016. Вып. 10. С. 311–325.
4. Постановление Правительства РФ от 4 августа 2015 г. N 785 "О Правительственной комиссии по импортозамещению".

K.V. Niniku (Saratov electric appliance plant named after Sergo Ordzhonikidze, Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, Russia). **Development of digital feedback amplifier based on domestic element base for gyroscopic floating angular velocity sensor**

Abstract. The paper considers a digital feedback amplifier (DFA), which is developed with a domestic element base. The use of a microcontroller made it possible to implement feedback through a digital controller, taking into account the operating conditions of the device/In addition, a circuit design and a software algorithm were developed.

УДК 531.77, 531.383

Е.А. ЗАРУБАЙЛО, А.А. БЕРДЕНЕВ, М.В. ОЛЫШАНИКОВ
(АО «НИИ командных приборов», Санкт-Петербург)К.А. СМИРНОВ
(АО «НИИ командных приборов»,
Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)**МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ВОЛНОВОГО
ГИРОСКОПА С ПОМОЩЬЮ АЛГОРИТМА ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ**

Представлены методы повышения точности твердотельного волнового гироскопа посредством компенсации погрешностей выходного сигнала с помощью алгоритма обработки измерений.

Введение. Одним из перспективных направлений в современной гироскопии является разработка твердотельного волнового гироскопа (ТВГ). В последнее десятилетие большое внимание уделяется проблеме повышения точности ТВГ [1–5].

В АО «НИИ командных приборов» в рамках научно-исследовательской работы разрабатывается датчик угловой скорости (ДУС) на базе ТВГ с металлическим резонатором цилиндрической формы, электростатической системой возбуждения колебаний и съёма информации, с цифровой обратной связью. В статье представлены методы повышения точности ТВГ путем компенсации погрешностей выходного сигнала и показана их результативность.

Методы повышения точности выходного сигнала ДУС на базе ТВГ.

Описание исследуемой системы. Система возбуждения и детектирования колебаний представляет собой 4 пары диаметрально-противоположных электродов, разнесенных по диаметру резонатора под углом 45°, образующих 4 канала: E1-E5 – возбуждения колебаний резонатора; E3-E7 – измерения колебаний резонатора; E2-E6 – измерения сигнала угловой скорости; E4-E8 – компенсации выходного сигнала (рис. 1).

Математическое описание упругих колебаний резонатора имеет вид [6]:

$$\begin{aligned} \ddot{C}(t) - 1.6\Omega\dot{S}(t) + 2\zeta\nu\dot{C}(t) + \nu^2 C(t) &= -0.2f_1(t); \\ \ddot{S}(t) - 1.6\Omega\dot{C}(t) + 2\zeta\nu\dot{S}(t) + \nu^2 S(t) &= -0.2f_2(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $C(t)$, $S(t)$ – функции времени колебаний кромки резонатора в каналах E3-E7 и E2-E6 соответственно, Ω – измеряемая угловая скорость, ν – собственная частота второй моды колебаний резонатора, ζ – коэффициент колебательности, $f_1(t)$, $f_2(t)$ – функции времени гармонических сил возбуждения и управления колебаниями соответственно.

Первое уравнение описывает упругие колебания резонатора по осям каналов E1-E5, E3-E7 (первичные колебания), второе – по осям каналов E2-E6, E4-E8 (вторичные колебания).

При отсутствии угловой скорости уравнения (1) интегрируются независимо друг от друга. При наличии измеряемой угловой скорости уравнения оказываются связанными друг с другом возникающими силами Кориолиса.

Таким образом, показана зависимость амплитуд первичных (канал возбуждения резонатора) и вторичных (канал измерения угловой скорости) колебаний резонатора между собой при воздействии угловой скорости на основании ТВГ, причем характер этой зависимости нелинейный.

Повысить точность гироскопа можно с помощью алгоритмов компенсации, использующих значения параметров ТВГ [4].

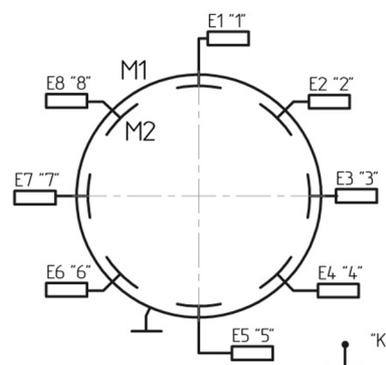


Рис. 1. Схема расположения электродов ТВГ: M1 – резонатор, M2 – блок электродов, К – корпус, E1, E2, ..., E8 – электроды.

Методы компенсации погрешностей выходного сигнала. На основании зависимости первичных и вторичных колебаний резонатора были разработаны следующие методы устранения погрешностей выходного сигнала ДУС на базе ТВГ:

1) стабилизация напряжения в канале измерения колебаний E3-E7 посредством использования ПИД-регуляторов по амплитуде и по фазе в обратной связи канала возбуждения колебаний резонатора E1-E5.

2) уменьшение нестабильности нулевого сигнала скорости в запуске посредством использования разработанного алгоритма (блок-схема на рис. 2), в котором выходной сигнал корректируется математически посредством учета изменения амплитуды напряжения возбуждения резонатора.

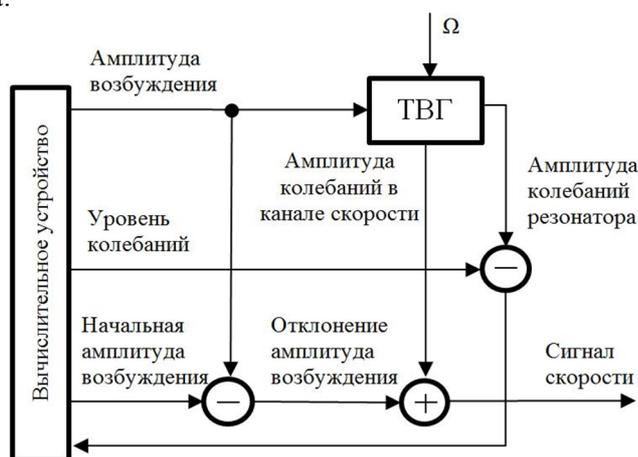


Рис. 2. Блок-схема алгоритма уменьшения нестабильности нулевого сигнала скорости

После обработки выходного сигнала ТВГ представленным алгоритмом среднее квадратичное отклонение нестабильности нулевого сигнала скорости в запуске уменьшилось на 42,6%.

Заключение. Разработаны методы повышения точности ДУС на базе ТВГ посредством компенсации погрешностей выходного сигнала. Показана результативность предложенных методов. В дальнейшем планируется разработка метода повышения точности измерений с помощью применения фильтра Калмана.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Шишаков К.В.** Системный анализ погрешностей информационного сигнала ТВГ и методов их компенсации. // Интеллектуальные системы в производстве. 2012. № 1(19). С. 181–191.
2. **Маслов Д.А., Меркурьев И.В.** Линеаризация колебаний резонатора волнового твердотельного гироскопа и сил электростатических датчиков управления. // Нелинейная динамика. 2017. Т. 3. № 3. С. 413–421.
3. **Маслов Д.А., Меркурьев И.В.** Компенсация погрешностей волнового твердотельного гироскопа с электростатическими датчиками управления. // Инженерный журнал: наука и навигация. 2018. Вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-9-1800/>
4. **Маслов Д.А.** Идентификация и компенсация погрешностей волнового твердотельного гироскопа с электростатическими датчиками управления. // Машиностроение и инженерное образование. 2018. № 1. С. 36–42.
5. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии. // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3–9.
6. **Северов Л.А., Пономарев В.К., Панферов А.И., Овчинникова Н.А.** Структура и характеристики волнового микромеханического датчика угловой скорости с кольцевым резонатором. // Гироскопия и навигация. 2014. №3(86). С. 59–72.

E.A. Zarubaylo, A.A. Berdenev, M.V. Olshaniykov (Join Stock Company «Command Devices Research Institute», Saint-Petersburg), **K.A. Smirnov** (Join Stock Company «Command Devices Research Institute», Saint-Petersburg Electrotechnical University «ETU LETI»). **Methods of improving the accuracy of a solid-state wave gyroscope by means of a measurement processing algorithm.**

Abstract. Methods are presented to improve the accuracy of a solid-state wave gyroscope by compensating for output error using various measurement processing algorithms.

УДК 621.396.6

А.В. ПОЛЯНСКИЙ, Р.С. ПАЛЬКОВ
(Филиал ФГУП «НПЦАП» - «ПО «Корпус», Саратов)

РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНОГО МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЯ РЕЗОНАНСНОЙ ЧАСТОТЫ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА С ВНУТРЕННИМ КАЛИБРОВОЧНЫМ УСТРОЙСТВОМ

В работе проведен обзор и сравнение методов измерения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с внутренним калибровочным устройством. Разработан эффективный метод измерения с помощью сигнала «белый шум».

Введение. Одной из основных задач приборостроительных предприятий является поддержание конкурентоспособности выпускаемых изделий. При современных требованиях по точности и надежности акселерометров требуется постоянное совершенствование не только технологии их производства, но и методов проверки параметров изделий, максимально приближенных к условиям эксплуатации.

Целью настоящей работы является разработка эффективного метода измерения резонансной частоты пьезоэлектрических акселерометров с внутренним калибровочным устройством при их серийном производстве.

Описание прибора. Пьезоэлектрический акселерометр с внутренним калибровочным устройством (ПА) предназначен для измерения виброускорения различных объектов и может использоваться как в составе других приборов, так и самостоятельно. При колебаниях объекта, на котором установлен ПА, последний преобразует в электрический сигнал входное ускорение, действующее вдоль оси чувствительности. При деформации пьезоэлемента на его электродах за счет пьезоэлектрического эффекта возникает электрический заряд, пропорциональный амплитуде измеряемого ускорения [1]. Этот сигнал обрабатывается встроенным двухкаскадным усилителем. Наряду с измерительным каналом в приборе имеется калибровочный канал, обеспечивающий возможность имитации действия ускорения путем подачи на внутреннее калибровочное устройство (ВКУ) переменного тока с амплитудой $I_{вх}$ от внешнего генератора. ВКУ представляет собой магнитоэлектрическую систему, состоящую из неподвижно закрепленной в корпусе обмотки с магнитами и обмотки на нижней части инерционного элемента [2].

Одним из основных параметров ПА является резонансная частота, определяющая частотный рабочий диапазон. Стоит отметить, что в околорезонансной области амплитуда колебаний инерционного элемента прибора и выходной сигнал существенно возрастают, поэтому задаваемый ток должен быть минимальным для возможности проведения измерения с требуемой точностью и не приводить к выходу из строя ПА.

Обзор методов измерения. Рассмотрим некоторые методы измерения резонансной частоты прибора.

Метод «перебора частот». Метод заключается в пошаговом изменении частоты синусоидального сигнала $I_{вх}$, поданного с генератора в обмотку ВКУ. Для этого выполняется поиск точки амплитудно-частотной характеристики (АЧХ), в которой отношение выходного напряжения к входному току имеет максимальное значение – резонансный пик. Сначала с большим шагом частот находится локальный участок с резонансным пиком, после чего с малым шагом частот определяют более точное значение резонансной частоты [3]. Средством задания синусоидального сигнала является внешний генератор сигналов специальной формы, а средством фиксации резонансного пика – осциллограф, либо вольтметр переменного тока.

Достоинством метода является достаточная точность измерения резонансной частоты прибора, недостатком метода является длительность проверки, в результате чего увеличивается время воздействия на чувствительный элемент прибора, что приводит к расходу его ресурса.

Метод «качающейся частоты (sweep)». Метод определения резонансной частоты ПА аналогичен предыдущему. Разница заключается лишь в том, что изменение частоты синусоидального сигнала $I_{вх}$ осуществляется в автоматическом режиме по определенной программе генера-

тора специальных сигналов. Средства задания и фиксации резонансной частоты ПА аналогичны предыдущему методу, однако, генератор специальных сигналов должен быть оснащен функцией «sweep».

Длительность проверки методом «качающейся частоты (sweep)» и время воздействия на чувствительный элемент прибора сокращается относительно предыдущего метода за счет автоматизации задания входного воздействия, однако, переходный процесс из-за нелинейности исследуемой системы снижает точность измерения.

Метод «единичного ступенчатого воздействия». Метод основывается на выявлении в выходном сигнале прибора резонансной частоты чувствительного элемента при единичном ступенчатом воздействии, подобного удару. Для осуществления этого необходим генератор сигналов специальной формы с функцией задания единичного ступенчатого сигнала, при этом в выходном сигнале прибора мы можем наблюдать затухающие колебания с частотой, равной резонансной. Следует отметить, что во избежание повреждения чувствительного элемента прибора, входное воздействие имеет ограничение по величине.

За счет кратковременного воздействия на чувствительный элемент длительность проверки методом «единичного ступенчатого воздействия» значительно меньше в сравнении с предыдущими, а точность измерения будет зависеть от быстродействия осциллографа.

Метод измерения с помощью сигнала «белый шум». Метод определения резонансной частоты ПА заключается в воздействии на чувствительный элемент прибора сигнала «белый шум», у которого спектральные составляющие практически равномерны на всем частотном диапазоне [3, 4, 5].

При подаче на вход ВКУ «белого шума», на выходе прибора можно наблюдать сигнал, являющийся откликом системы на приложенное воздействие. На рис. 1 приведена схема подключения аппаратуры при определении резонансной частоты по предлагаемому методу. На схеме приняты следующие обозначения: L – обмотка ВКУ, УМ – усилитель мощности, на вход которого подается сигнал «белый шум», АЦП и ЦАП – аналого-цифровой и цифро-аналоговый преобразователи соответственно, В1 – пьезоэлемент, У1 – усилитель, ПЭВМ – персональная электронно-вычислительная машина, $U_{\text{вых}}$ – выходное напряжение ПА, $I_{\text{ак}}$ – ток, подаваемый на обмотку ВКУ.

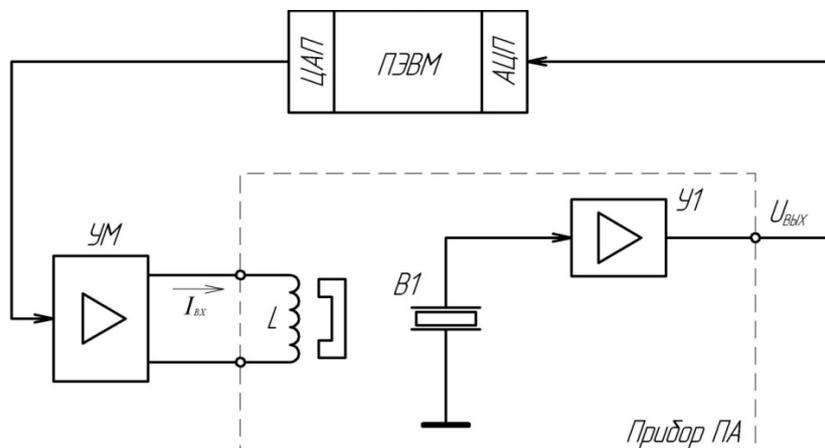


Рис. 1. Схема подключения аппаратуры для определения резонансной частоты

В таблице 1 представлены результаты измерений резонансной частоты с помощью каждого из рассмотренных методов.

Т а б л и ц а 1

Результаты измерений

Метод	Значение резонансной частоты, Гц	Время проверки, с
Метод измерения резонансной частоты перебором частот	807,5	400 - 480
Метод измерения резонансной частоты качающейся частотой «sweep»	804,3	180 - 240
Метод единичного ступенчатого воздействия	809,1	90 - 150
Метод измерения с помощью сигнала «белый шум»	807,5	5 - 10

Для серийного производства требуется сокращение временных затрат на изготовление изделий, поэтому важным является уменьшение длительности каждой операции, в том числе и на этапе регулирования.

Из результатов, приведенных в табл. 1, видно, что наиболее эффективным методом измерения резонансной частоты является метод измерения с помощью сигнала «белый шум».

Метод измерения резонансной частоты ПА с помощью сигнала «белый шум» позволяет сократить время проверки в десятки раз в сравнении с другими рассмотренными методами. Кроме того, учитывая высокую разрядность и частоту дискретизации аналогово-цифровых преобразователей, интегрированных в современные материнские платы ПЭВМ, становится возможным создание автоматизированного рабочего места на базе ПЭВМ и усилителя мощности без использования внешних АЦП.

Заключение. В работе рассмотрены методы измерения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с внутренним калибровочным устройством. По результатам экспериментального исследования показано, что наиболее эффективным методом измерения резонансной частоты является метод измерения с помощью сигнала «белый шум».

ЛИТЕРАТУРА

1. А.С. 1262390 А1 СССР. Пьезоэлектрический акселерометр с магнитоэлектрическим калибровочным устройством / Л.В. Косенко, Л.А. Гартель, Е.В. Проценко, Б.С. Суворов // Бюл. 07.10.86г. №37.
2. **Р.С. Пальков, А.О. Кузнецов, С.Ф. Нахов, Е.В. Проценко** Синтез математической модели измерительного канала акселерометра пьезоэлектрического типа // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2020. №1. С. 36–45.
3. **Р.С. Пальков** Способ определения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с помощью сигнала «белый шум» // Навигация и управление движением. Материалы XXI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием. СПб. ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С. 161–162.
4. **А.О. Кузнецов.** Исследование частотных характеристик механических систем методом случайного воздействия // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2020. № 3 (86). С. 6–13.
5. **С.Ф. Нахов, В.Е. Максименко, Р. С. Пальков, А.О. Кузнецов.** Метод испытания механических и электрических систем с использованием случайного входного воздействия // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2020. №4. С. 12–19.

A. V. Polyansky, R. S. Palkov (Branch of the Federal State Unitary Enterprise «Academician Pilyugin Scientific-production Center of Automatics and Instrument-making» - «Production Association «Korpus»). **Development of an effective method for measuring the resonant frequency of a piezoelectric accelerometer with an internal calibration device**

Abstract. The paper reviews and compares methods for measuring the resonant frequency of a piezoelectric accelerometer with an internal calibration device. A new effective method of measurement using the "white noise" signal has been developed.

УДК 534.1

В. С. ИГУМНОВА

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт прикладной математики и механики, Высшая школа «Механика и процессы управления»)

НЕЛИНЕЙНАЯ ДИНАМИКА МОДАЛЬНО-ЛОКАЛИЗОВАННОГО МЭМС-АКСЕЛЕРОМЕТРА С ДВУМЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИ СВЯЗАННЫМИ БАЛОЧНЫМИ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

В работе предложена модель микроэлектромеханического акселерометра с двумя подвижными балочными элементами, расположенными между двумя неподвижными электродами. Динамика системы при наличии слабой электростатической связи между чувствительными элементами характеризуется явлением модальной локализации – значительным изменением амплитудных соотношений для форм синфазных и противофазных колебаний при малых изменениях приложенного ускорения. Показано, что чувствительность датчика, основанного на модальной локализации, а именно на отношении амплитуд колебаний системы балочных резонаторов, может на порядки превосходить чувствительность известных систем, основанных на измерении сдвига их собственных частот. Исследованы особенности нелинейной динамики датчика при внешнем гармоническом электростатическом возбуждении.

Введение. Одним из передовых направлений развития индустрии нано- и микросистем является разработка высокоточных нано- и микроэлектромеханических сенсоров, основанных на принципе модальной локализации колебаний в слабосвязанных системах [1, 2]. Явление модальной локализации состоит в существенном изменении соотношения амплитуд колебаний слабо связанных упругих чувствительных элементов в ответ на изменение жесткости системы [3, 4]. В мировой инженерной и научной литературе сообщается об успехах в создании широкого класса датчиков различных физических величин, построенных на указанном принципе: детекторов массы нано- и микро-частиц, датчиков перемещений и датчиков жесткости, а также известны работы по применению принципа модальной локализации в МЭМС-устройствах телекоммуникационных систем (делителях частоты, полосовых фильтрах), акустоэлектронных системах на поверхностных акустических волнах [5–8]. Результаты работ последних лет показывают, что чувствительность систем, в которых используется явление локализации колебаний, может быть на 1–4 порядка выше, чем у датчиков, основанных на измерении сдвига частот [9]. В области инерциальной навигации активные исследования ведутся по направлению проектирования резонансных акселерометров, принцип работы которых основан на измерении сдвига собственных частот чувствительного элемента при действии переносных сил инерции [10]. Модально-локализованные МЭМС-акселерометры являются перспективным развитием этого класса датчиков [11, 12]. Теоретическое и экспериментальное исследование эффекта локализации колебаний в системе двух электростатически и механически связанных микробалочных резонаторов выполнено в [13]. Реализация электромеханических архитектур с дифференциальным съемом выходного сигнала позволяет обеспечить также значительно меньшую чувствительность системы к побочным факторам окружающей среды (изменение температуры, давления и т.д.), в сравнении с классическими схмотехническими решениями. Датчики, основанные на модальной локализации способны измерять ускорение с точностью до сотых долей g [14].

Предлагаемый доклад посвящен исследованию нелинейной динамики свободных и вынужденных колебаний модально-локализованного МЭМС-акселерометра, состоящего из двух электростатически связанных микробалочных чувствительных элементов с симметрично расположенными инерционными массами

Постановка задачи. В настоящей работе предлагается модель и исследуется динамика МЭМС-акселерометра, состоящего из двух балочных упругих элементов, расположенных между двумя неподвижными электродами. К каждому подвижному элементу с помощью пружины

Научный руководитель: к.ф.-м.н., доцент Штукин Л.В.

присоединена инерционная масса (ИМ). Поперечные перемещения возникают в силу действия электростатического возбуждения, а продольное ускорение является малым осевым фактором, который действует на уже существующие колебания. При возникновении продольного ускорения в системе инерционные массы создают продольную сжимающую силу для одного резонатора и растягивающую силу для другого резонатора, что приводит к изменению спектральных свойств системы, т.е. к изменению частотных и амплитудных свойств. Модель акселерометра приведена на рисунке 1.



Рис. 1. Модель акселерометра

Принятые в числовых расчетах параметры возможной конструкции датчика приведены в таблице 1.

Таблица 1. Параметры системы

Параметр	Значение	Параметр	Значение
Длина балки (l)	600 мкм	Воздушный зазор (d)	2 мкм
Ширина балки (b)	120 мкм	Жёсткость пружины (c)	65.4 Н/м
Толщина балки (h)	3 мкм	Масса грузика (M)	5.02e-9 кг
Модуль Юнга кремния (E)	109 ГПа	Плотность кремния (ρ)	
			2328
Диэлектрическая проницаемость (ϵ)	1	Диэлектрическая постоянная (ϵ_0)	8.85e-12 Ф/м

Для удобства введены следующие безразмерные параметры:

$$c_{non} = \frac{12c_d l^4}{E T b h^3}, c_{sp} = \frac{3cd^2 l}{E b h^3}, P_{non} = \frac{6MWl^2}{E b h^3}, \alpha = \frac{6\epsilon_0 l^4}{E h^3 d^3}.$$

Результаты работы. Уравнения изгибных колебаний двух балочных упругих элементов с учетом электростатических сил в межэлектродных зазорах выводятся из вариационного принципа Гамильтона для деформируемых балочных систем и имеют вид [15]:

$$Elw_1'''' + c_d \dot{w}_1 + \left[\frac{1}{2} MW - \frac{1}{4} c \int_0^l w_1'^2 dx \right] w_1'' + \rho S \ddot{w}_1 - \frac{1}{2} \frac{\epsilon_0 b V^2}{(d - w_1)^2} + \frac{1}{2} \frac{\epsilon_0 b \Delta V^2}{(d + w_1 - w_2)^2} = 0,$$

$$\textcircled{a} Elw_2'''' + c_d \dot{w}_2 + \left[-\frac{1}{2} MV - \frac{1}{4} c \int_0^l w_2'^2 dx \right] w_2'' + \rho S \ddot{w}_2 + \frac{1}{\square} \quad (1)$$

где w_1, w_2 – поперечное перемещение первого и второго подвижного элемента, соответственно, E – модуль Юнга, I – момент инерции сечения, c_d – коэффициент диссипации, W – ускорение корпуса, M – масса, c – жесткость подвеса, связывающего ИМ с чувствительным элементом, ρ – плотность кремния, S – площадь сечения, ϵ_0 – диэлектрическая постоянная, b – ширина балки, V – напряжение между неподвижным электродом и балкой, ΔV – напряжение между двумя балочны-

ми элементами, d – воздушный зазор, $(\square)'$ – производная по координате, $(\dot{\square})$ – производная по времени. Движение инерционной массы и наличие подвеса учтено в слагаемом. В системе два подвижных элемента, но за счёт наличия слабой связи между ними, колебания системы будут совершаться на одной из частот: на частоте синфазных или антифазных колебаний.

С помощью метода Галёркина система уравнений в частных производных четвертого порядка (1) была сведена к двум обыкновенным дифференциальным уравнениям второго порядка. Собственные частоты и собственные векторы находятся при рассмотрении свободных колебаний нелинейной системы при $V=2B$. Цифра «1» обозначает синфазный режим, а «2» – антифазный. На рисунках 2а и 2б показана аналитическая зависимость частоты колебаний первого подвижного элемента (верхнего) и отношений компонент собственного вектора от величины осевой силы инерции для различных значений напряжения ΔV между двумя подвижными электродами (для различной слабой связи двух чувствительных элементов). Графики ниже приведены для безразмерных величин собственной частоты и осевой силы.

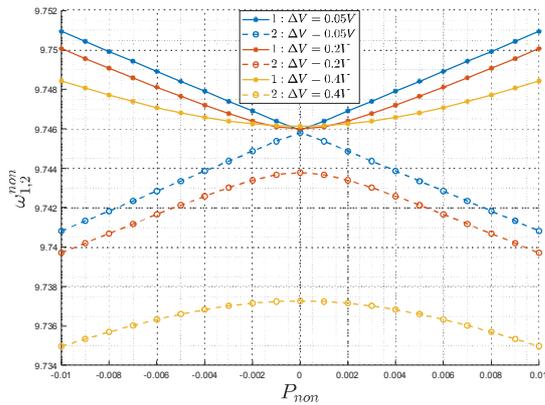


Рис.2а. Зависимость безразмерной частоты колебаний подвижного элемента от безразмерной осевой силы P_{non} .

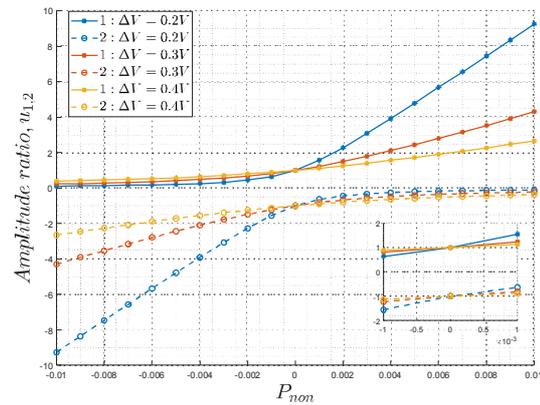


Рис.2б. Зависимость отношения компонент собственного вектора колебаний подвижного элемента от безразмерной осевой силы P_{non} .

Из рисунка 2а видно, что при увеличении слабой связи (напряжение ΔV) между двумя подвижными элементами, различие в частотах синфазного и противофазного режимов заметно увеличивается. Данный режим работы относят к датчикам с частотным съёмом, где переносные силы инерции приводят к смещению резонансных частот, что и является выходным сигналом. Из рисунка 2б видно, что с уменьшением величины слабой связи зависимость амплитудных показателей от внешнего возмущения становится более сильной, что приводит к увеличению чувствительности акселерометра. Чувствительность датчика с амплитудным выходом по сравнению с частотным выходом получилась на 4 порядка выше. Данный режим работы относят к датчикам с амплитудным съёмом, где ускорение может быть получено путем измерения отношения амплитуд двух резонаторов.

Чувствительность датчиков с частотным съёмом и с амплитудным съёмом можно рассчитать по формулам:

$$S_{\omega} = \left| \frac{\omega_i - \omega_i^0}{\omega_i^0} \right|, \quad S_a = \left| \frac{u_i - u_i^0}{u_i^0} \right|,$$

где ω_i^0 и u_i^0 – собственная частота и амплитудное отношение компонент собственного вектора при отсутствии слабой связи, то есть $\Delta V = 0$, $i = 1, 2$ обозначает первый режим (синфазный) и второй режим (антифазный) соответственно. Для параметров $P_{non}=0.01$, $V=2B$, $\Delta V=0.4B$ значения чувствительности равны: $S_{\omega}=2e-4$, $S_a=1.65$.

Далее рассматривается динамика чувствительного элемента при внешнем гармоническом воздействии. В первое уравнение системы (1) добавляется слагаемое $V_{AC} \cos \omega_f t$, где V_{AC} – амплитуда переменной составляющей напряжения, а ω_f – частота внешнего генератора. Исследуется случай главного резонанса – близость собственной частоты шарнирно-опертой балки и

частоты возбуждения: $\omega_f = \omega + \sigma_1$, где ω – безразмерная собственная частота шарнирно-опертой балки, σ_1 – относительная безразмерная величина частотной расстройки внешнего воздействия. К системе уравнений применяется метод многих масштабов для получения системы в медленных переменных. Для построения амплитудно-частотных характеристик использованы численные методы теории продолжения, реализованные в программном комплексе MATCONT [16]. На рисунках 3а и 3б показана амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) верхней и нижней балок при варьировании переменного напряжения V_{AC} и осевой силы P_{non} .

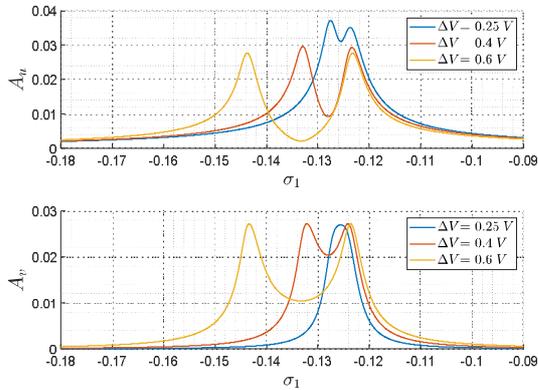


Рис.3а. АЧХ первой и второй балок при варьировании параметра слабой связи ΔV . $V_{AC}=0.002V$, $P_{non}=0$

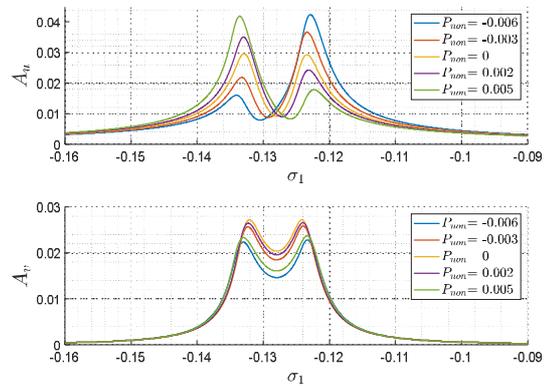


Рис.3б. АЧХ первой и второй балок при варьировании параметра осевой силы P_{non} . $V_{AC}=0.002V$

Из рисунков можно видеть, что система имеет две собственные частоты, соответствующих синфазному и противофазному режимам. Также видно, что АЧХ верхней балки, которая находится под прямым возбуждением от внешнего генератора, имеет более крутой характер по сравнению с АЧХ нижнего чувствительного элемента, который возбуждается за счет передачи энергии с первого подвижного элемента.

Заключение. В представленной работе предложена математическая модель микроэлектромеханического акселерометра с двумя подвижными балочными элементами, расположенными между двумя неподвижными электродами. Исследованы зависимости частот и отношение компонент собственных векторов от величины инерционного воздействия. Чувствительность рассмотренной модели акселерометра с модальной локализацией имеет величину на 4 порядка превосходящую чувствительность датчика с частотным выходом. Рассмотрена нелинейная динамика подвижных элементов при внешнем гармоническом электростатическом возбуждении колебаний. Для этого случая получены амплитудно-частотные характеристики, которые демонстрируют сильную зависимость амплитуд установившихся колебаний подвижных элементов от параметров слабой связи и осевой силы.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-01-00537

ЛИТЕРАТУРА

1. **Chun Zhao and etc.** "A Review on MEMS Coupled Resonators for Sensing Applications Utilizing Mode Localization". B: Sensors and Actuators A: Physical 249 (2016). DOI: 10.1016/j.sna.2016.07.015.
2. **A.Z. Hajjaj, N. Jaber, S. Ilyas, F.K. Alfaisal, M.I. Younis.** Linear and nonlinear dynamics of micro and nano-resonators: Review of recent advances. International Journal of Non-Linear Mechanics. 2019. DOI: 10.1016/j.ijnonlinmec.2019.103328.
3. **Clercius Pierre and E.H. Dowell.** "Localization of vibrations by structural irregularity". B: Journal of Sound and Vibration 114 (1987), p.549-564. DOI: 10.1016/S0022-460X(87)80023-8.
4. **Christophe Pierre.** "Mode localization and eigenvalue loci veering phenomena in disordered structures". B: Journal of Sound and Vibration 126 (1988). DOI: 10.1016/0022-460X(88)90226-X.
5. **Rabemanana Toky Harrison and etc.** «Mass sensor using mode localization in two weakly coupled MEMS cantilevers with different lengths: Design and experimental model validation». B: Sensors and Actuators A: Physical 295 (2019). doi: 10.1016/j.sna.2019.06.004.

6. **P. Thiruvengathan, A.A. Seshia.** «Mode-Localized Displacement Sensing». B: Journal of Microelectromechanical Systems 21 (2012), p. 1016-1018. doi: 10.1109/JMEMS.2012.2198047.
7. **Chun Zhao and etc.** «A force sensor based on three weakly coupled resonators with ultrahigh sensitivity». B: Sensors and Actuators A: Physical 232 (2015). doi: 10.1016/j.sna.2015.05.011.
8. **Saad Ilyas, Karumbaiah Chappanda and Mohammad Younis.** «Exploiting nonlinearities of micro-machined resonators for filtering applications». B: Applied Physics Letters 110 (2017), doi: 10.1063/1.4986921.
9. **Manav and Phani, A. Srikantha and Cretu, Edmond.** "Mode Localization and Sensitivity in Weakly Coupled Resonators". B: IEEE Sensors Journal (2018), p.1-1. DOI: 10.1109/ISEN.2018.2889646.
10. **Chen Wang and etc.** "Micromachined Accelerometers with Sub-mug/rHz Noise Floor: A Review". B: Sensors (2020), p.4054. DOI: 10.3390/s20144054.
11. **Hemin Zhang.** "A novel resonant accelerometer based on mode localization of weakly coupled resonators", 2015, p.1073-1076. DOI: 10.1109/TRANSDUCERS.2015.7181112.
12. **Hemin Zhang.** "An Acceleration Sensing Method Based on the Mode Localization of Weakly Coupled Resonators". B: Journal of Microelectromechanical Systems (2016), p.1-11. DOI: 10.1109/JMEMS.2015.2514092.
13. **S. Ilyas, M.I. Younis** "Theoretical and experimental investigation of mode localization in electrostatically and mechanically coupled microbeam resonators", (2020), International Journal of Non-Linear Mechanics, <https://doi.org/10.1016/j.ijnonlinmec.2020.103516>.
14. **Bo Peng, Kai-Ming Hu, Lei Shao and etc.** "A Sensitivity Tunable Accelerometer Based on Series-Parallel Electromechanically Coupled Resonators Using Mode Localization", Journal of microelectromechanical systems, vol.29, №1, 2020.
15. **M. Younis.** "MEMS Linear and Nonlinear Statics and Dynamics". Microsystems, 2011.
16. **Kuznetsov Yu. A.** "Elements of Applied Bifurcation Theory". Applied Mathematical Sciences, 2004.

V.S.Igumnova (Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University). Nonlinear dynamics of a modally localized MEMS-accelerometer with two electrostatically coupled microbeam sensing elements

Abstract. In the presented work, a mathematical model of a microelectromechanical accelerometer with two microbeam sensing elements located between two fixed electrodes is proposed. The dynamics of the system in the presence of a weak electrostatic coupling between the sensitive elements is characterized by the phenomenon of modal localization - a significant change in the amplitude ratios for the forms of in-phase and anti-phase oscillations with small changes in the applied acceleration. It is concluded that the amplitude sensitivity of the proposed sensor is orders of magnitude higher than frequency shift sensitivity. Peculiarities of the sensor nonlinear dynamics is investigated in case of external harmonic electrostatic actuation.

УДК 534.1

В. С. ИГУМНОВА

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Институт прикладной математики и механики, Высшая школа «Механика и процессы управления»)**АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ НЕСОВЕРШЕНСТВ И ВИБРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА РАБОТУ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА RR-ТИПА**

Представлены результаты моделирования нелинейной динамики микромеханического вибрационного гироскопа с дисковым чувствительным элементом. Рассмотрены факторы наличия перекрестных компонент сил упругости и диссипации, а также несимметрии электродной структуры вторичной оси. Изучено влияние вибрационных воздействий на работу гироскопа для случаев поступательных и вращательных вибраций основания.

Введение. Принцип работы микромеханического вибрационного гироскопа (ММВГ) состоит в передаче механической энергии между двумя формами колебаний чувствительного элемента (ЧЭ), вызванной действием сил инерции Кориолиса. В простейшем случае ЧЭ состоит из одной подвижной массы (ПМ) - твердого тела на упругих подвесах с двумя ортогональными рабочими формами колебаний. В режиме измерения угловой скорости электростатическим двигателем возбуждаются гармонические колебания по первичной оси. В линейном приближении амплитуда вызванных силой Кориолиса вторичных колебаний пропорциональна величине компоненты угловой скорости подвижного объекта вдоль оси чувствительности датчика.

Одной из основных сложностей при проектировании высокочастотных систем является обеспечение их устойчивости к внешним вибрациям. Одним из направлений разработок является проектирование ЧЭ с угловыми, а не поступательными, формами первичных и вторичных колебаний [1]. Ряд работ посвящен применению аналитических методов нелинейной динамики к изучению качественных особенностей динамических режимов работы микроэлектромеханических вибрационных гироскопов [2,3]. Общие свойства отклика упруго-деформируемых элементов микроэлектромеханических систем (МЭМС) на ударные воздействия изучены в работе [4]. В работе [5] обсуждаются вопросы влияния несовершенств технологических процессов изготовления на точность и работоспособность МЭМС датчиков. В работе [6] выполнен подробный анализ механизмов и степеней влияния на МЭМС шумов различной природы (электрической, температурной, механической).

Предлагаемый доклад посвящен аналитическому моделированию нелинейной динамики микромеханического вибрационного гироскопа с дисковым ЧЭ с учетом геометрических несовершенств датчика, а также изучению влияния вибрационных воздействий на работу гироскопа.

Постановка задачи. В настоящей работе рассмотрен МЭМС-гироскоп RR-типа с дисковым ЧЭ, разработку и совершенствование которого выполняет Концерн «ЦНИИ Электроприбор» [7, 8, 9]. Целью исследования является анализ влияния конструктивных несовершенств датчика (перекрестная жесткость и диссипация, несимметрия электродной структуры), а также влияние вибрационных поступательных и вращательных вдоль и относительно оси Z). Схема исследуемого ЧЭ приведена на рис. 1, где: Oz – ось первичных колебаний (ПК), Ox – ось вторичных колебаний (ВК), Oy – ось чувствительности датчика.

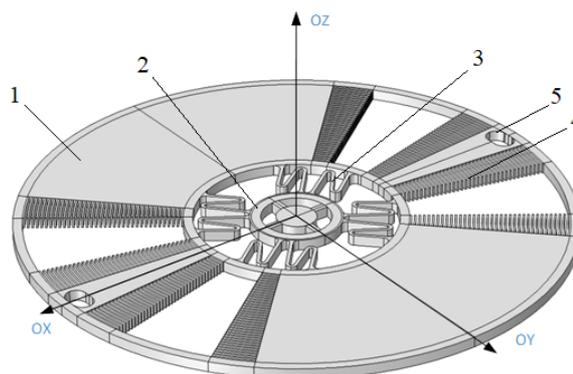


Рис. 1. Геометрия ЧЭ ММВГ: (1) – ротор, (2) – анкер, (3) – упругий подвес, (4) – электродная структура первичной оси, (5) – отверстия для стопперов

Научный руководитель: доцент, к.ф.-м.н. Лукин А.В.

Результаты работы. В работе построена и качественно (параметрически) исследована достаточно подробная нелинейная динамическая модель ЧЭ ММГ, позволившая обобщить и уточнить результаты, ранее полученные разработчиками и исследователями гироскопа рассматриваемой конструкции [8, 10, 11]. Полученные нелинейные уравнения движения учитывают кубическую компоненту характеристики подвеса, момент сил электростатического привода, нелинейную моментную характеристику электростатических датчиков угла и момента. Также учитывается нелинейность кинематических (геометрических) соотношений, описывающих динамику угловых колебаний ротора. Уравнения имеют вид:

$$\begin{aligned}
 J_{\alpha} \ddot{\alpha} + b_{\alpha} \dot{\alpha} + k_{\alpha 1} \alpha + k_{\alpha 3} \alpha^3 = & -k_{\alpha \gamma} \alpha \gamma^2 - (J_{\gamma} + J_{\alpha} - J_{\beta}) \Omega \dot{\gamma} + \frac{R \varepsilon_A}{2} \left[\frac{S_1 U_1^2}{(d - R \alpha)^2} - \frac{S_2 U_2^2}{(d + R \alpha)^2} \right] \cdot \left(1 - \frac{\gamma^2}{2} \right) - \\
 & - (J_{\gamma} - J_{\beta}) \alpha \dot{\gamma}^2 + 2 (J_{\gamma} - J_{\beta}) \Omega \alpha^2 \dot{\gamma} + (J_{\gamma} - J_{\beta}) \Omega^2 \alpha + \frac{1}{2} (J_{\gamma} + J_{\alpha} - J_{\beta}) \Omega \gamma^2 \dot{\gamma}, \\
 J_{\gamma} \ddot{\gamma} + b_{\gamma} \dot{\gamma} + k_{\gamma 1} \gamma + k_{\gamma 3} \gamma^3 = & M_0 \sin pt - k_{\gamma \alpha} \gamma \alpha^2 + (J_{\alpha} - J_{\beta} + J_{\gamma}) \Omega \dot{\alpha} + (J_{\alpha} - J_{\beta} + J_{\gamma}) \alpha \dot{\alpha} \dot{\gamma} + (J_{\alpha} - J_{\beta}) \Omega^2 \gamma - \\
 & - \frac{1}{2} (J_{\alpha} - J_{\beta} + J_{\gamma}) \Omega \gamma^2 \dot{\alpha} + \frac{R \varepsilon_A}{2} \left[\frac{S_1 U_1^2}{(d - R \alpha)^2} - \frac{S_2 U_2^2}{(d + R \alpha)^2} \right] \alpha \gamma + (J_{\alpha} - J_{\beta} - J_{\gamma}) \Omega \alpha \gamma \dot{\gamma}, \quad (1)
 \end{aligned}$$

где α – угол колебаний по оси ВК; γ – угол колебаний по оси ПК; $J_{\alpha}, J_{\gamma}, J_{\beta}$ – моменты инерции по осям ВК, ПК и оси чувствительности; $b_{\alpha, \gamma}$ – коэффициенты демпфирования системы по осям ВК и ПК; $k_{\alpha, \gamma 1}, k_{\alpha, \gamma 3}, k_{\alpha \gamma, \gamma \alpha}$ – линейные, кубические и перекрестные компоненты жесткости упругого подвеса; Ω – угловая скорость основания; ε_A – абсолютная диэлектрическая проницаемость среды в зазоре между ротором и основанием; R – средний радиус электрода; d – зазор между электродами на роторе и крышке; $S_{1,2}$ – площади перекрытия электродов ПМ и крышки; $U_{1,2}$ – управляющие напряжения на электродах датчика угла (ДУ) и датчика момента (ДМ); M_0, p – амплитуда и частота момента сил электростатического привода по оси ПК.

Численное интегрирование полученных уравнений движения может быть выполнено при фиксированных параметрах системы и выбранных начальных условиях. Но это является вычислительно трудоемкой задачей и не позволяет выявить принципиальные особенности динамики ЧЭ в различных режимах работы. Основным интерес при разработке ММГ представляют качественные (параметрические) зависимости для выходных переменных, поэтому делается акцент на получении амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) и зависимости амплитуды ПК и ВК от постоянной угловой скорости основания.

В первой части работы изучено влияние на динамику гироскопа конструктивных несовершенств, а именно: перекрестной жёсткости, перекрестной диссипации и несимметрии электродной структуры вторичной оси. Предполагается, что гироскоп работает в режиме разнесенных частот. Принято, что отличие частот ПК и ВК составляет 2%.

1) Перекрестная жёсткость: в уравнения (1) были добавлены слагаемые вида $k_{q\gamma}$ и $k_{q\alpha}$. Данный дефект возникает из-за неточности изготовления упругих подвесов.

На рисунках 2а и 2б приведены АЧХ и зависимости амплитуд ПК и ВК от угловой скорости основания с учётом перекрёстной жёсткости.

Как видно из рисунков 2а и 2б зависимость амплитуды ВК от Ω становится нелинейной, что не позволяет однозначно определить измеряемую компоненту угловой скорости. Данный дефект может быть устранен с помощью контура подавления квадратурной помехи.

2) Перекрестная диссипация: в уравнения (1) были добавлены слагаемые вида $b_{q\alpha} \dot{\gamma}$ и $b_{q\gamma} \dot{\alpha}$. Данный дефект возникает, например, из-за температурных изменений окружающей среды, термоупругого рассеяния в упругом подвесе и анизотропных диссипативных свойств монокристаллического кремния.

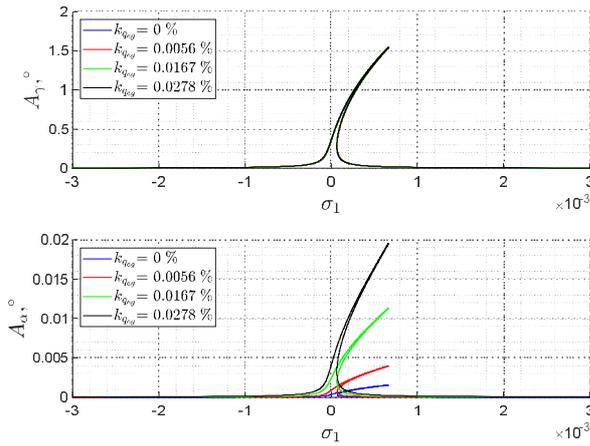


Рис.2а. АЧХ первичных и вторичных колебаний при учете перекрестной жесткости. $\Omega = 1 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

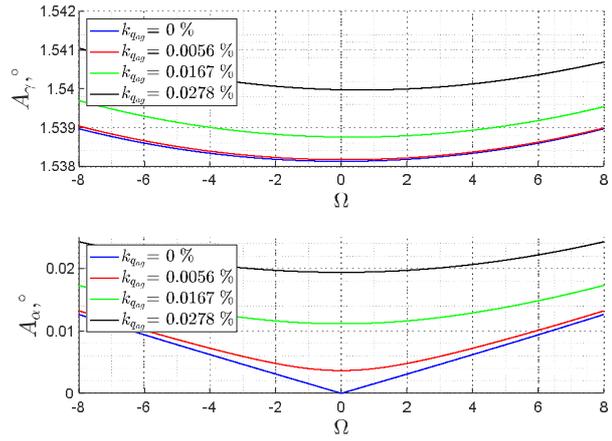


Рис.2б. Зависимость амплитуд ПК и ВК от \Omega при учете перекрестной жесткости.

На рисунках 3а и 3б приведены АЧХ и зависимости амплитуд ПК и ВК от угловой скорости основания с учётом перекрестной диссипации.

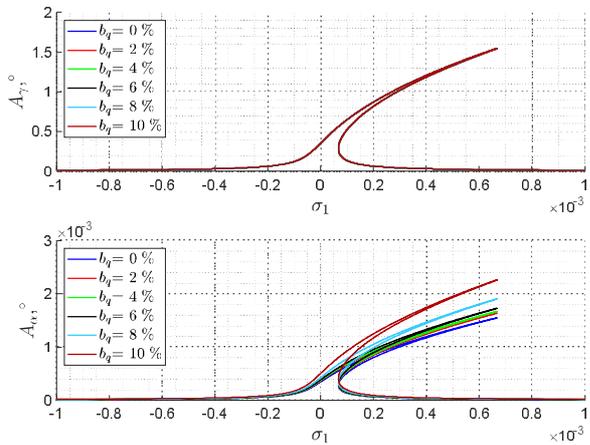


Рис.3а. АЧХ первичных и вторичных колебаний при учете перекрестной диссипации. $\Omega = 1 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

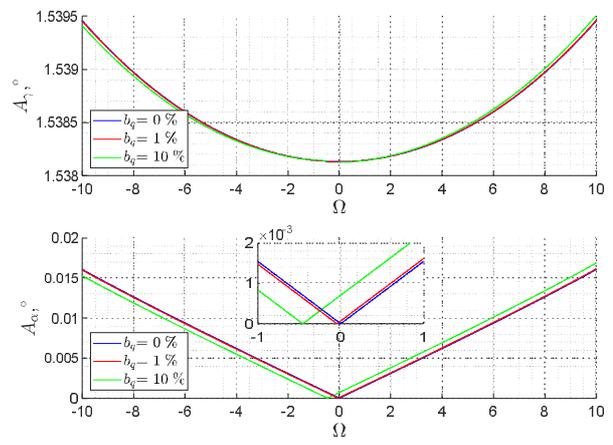


Рис.3б. Зависимость амплитуд ПК и ВК от \Omega при учете перекрестной диссипации.

Как видно из рисунков 3а и 3б фактор перекрестной диссипации приводит к смещению выходной характеристики датчика на постоянную величину, но при этом линейность зависимости амплитуды ВК от угловой скорости не нарушается для различных значений коэффициентов перекрестной диссипации. Диссипативная помеха может быть эффективно скомпенсирована на этапе испытаний датчика.

3) Несимметрия электродной структуры вторичной оси: в уравнения (1) были добавлены слагаемые вида $\frac{R\epsilon_A S U^2}{2} \left[\frac{z}{(d-R\alpha)^2} - \frac{1}{(d+R\alpha)^2} \right]$, т.е. площадь электродов ДУ и ДМ отличается в z раз $S_1 = zS_2$. На рис. 4 приведены зависимости амплитуд ПК и ВК от угловой скорости основания с учётом несимметрии ЭС.

Как видно из рис. 4, зависимость амплитуды ВК от Ω имеет линейный вид. Погрешность выходного сигнала может достигать нескольких градусов в час. В таблице 1 приведены масштабный коэффициент и смещение нуля при различных значениях параметра несоответствия электродной структуры.

Таблица 1
Масштабный коэффициент и уход нуля при различных значениях отклонения в площадях электродной структуры

Отличие в площадях ЭС, %	Масштабный коэффициент, %	Смещение нуля, °/ч
0	-	-
2	0.0037	3.7128
5	0.0037	9.22
10	0.0074	18.5638

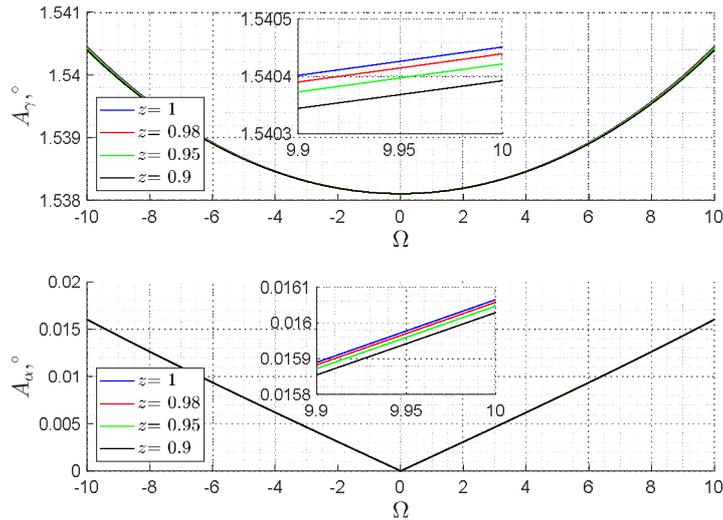


Рис.4. Зависимость амплитуд ПК и ВК от Ω с учётом несимметрии ЭС

Как видно из таблицы параметр несоответствия электродной структуры является существенным фактором. При двухпроцентном расхождении от идеальной геометрии уход нуля превышает $3.5^\circ/\text{ч}$.

Во второй части работы исследована динамика гироскопа при действии внешних вибраций: поступательной в вертикальном направлении и вращательной вокруг оси OZ.

1) Поступательная вибрация с учётом несимметрии ЭС: в уравнения (1) добавляются слагаемые вида: $\frac{R\epsilon_A S U^2}{2} \left[\frac{z}{(d+d_1(t)-R\alpha)^2} - \frac{1}{(d+d_1(t)+R\alpha)^2} \right]$, где d_1 – амплитуда вертикальных колебаний. Изменение масштабного коэффициента ММГ равно отклонению параметра несимметрии электродной структуры от идеального состояния.

На рисунках 5а и 5б приведены АЧХ и зависимости амплитуд ПК и ВК от угловой скорости основания с учётом несимметрии ЭС.

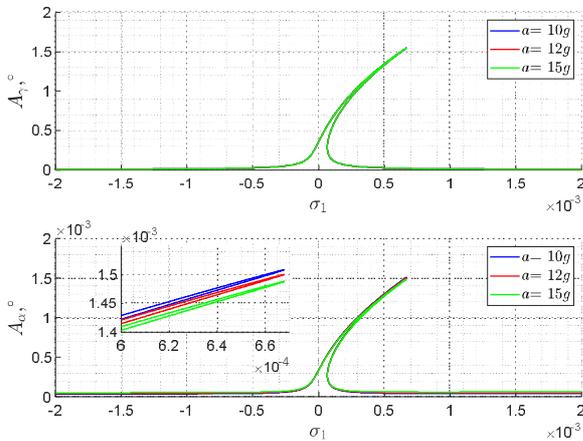


Рис.5а. АЧХ первичных и вторичных колебаний с учётом несимметрии ЭС. $\Omega = 1 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

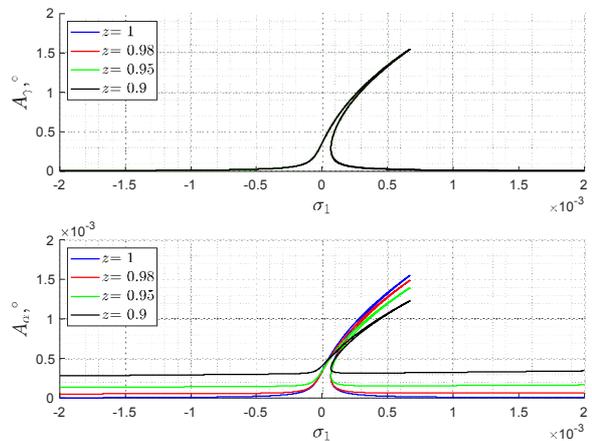


Рис.5б. Зависимость амплитуд ПК и ВК от Ω с учётом несимметрии ЭС.

2) Угловая вибрация: пусть объект совершает угловые колебания по закону $\theta \cos(\omega_v t)$, где θ, ω_v – амплитуда и частота угловых вибраций.

На рисунках 6а и 6б приведены АЧХ и зависимости амплитуд ПК и ВК от угловой скорости основания при действии вращательной вибрации относительно оси OZ.

Как видно из рисунков, 6а и 6б угловые вибрации основания с малой амплитудой (порядка $1e - 6^\circ$) приводят к появлению значительного по величине ложного выходного сигнала. Отметим, что действие угловых вибраций является основным источником погрешности, которая возникает вследствие наличия вибрационных воздействий или несовершенств при формировании ЧЭ, для датчика рассматриваемой конструкции.

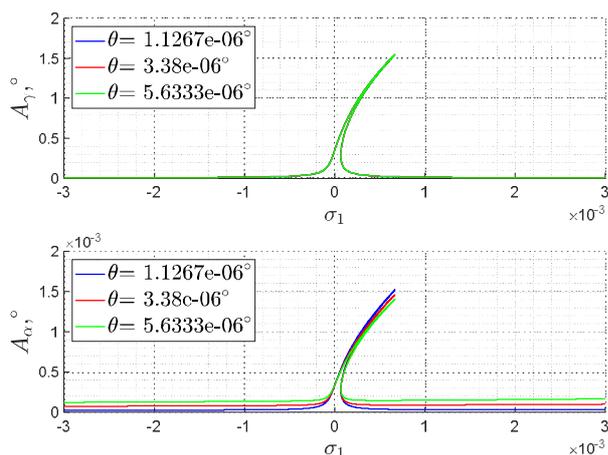


Рис.6а. АЧХ первичных и вторичных колебаний при действии вращательной вибрации на главном резонансе. $\Omega = 1 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

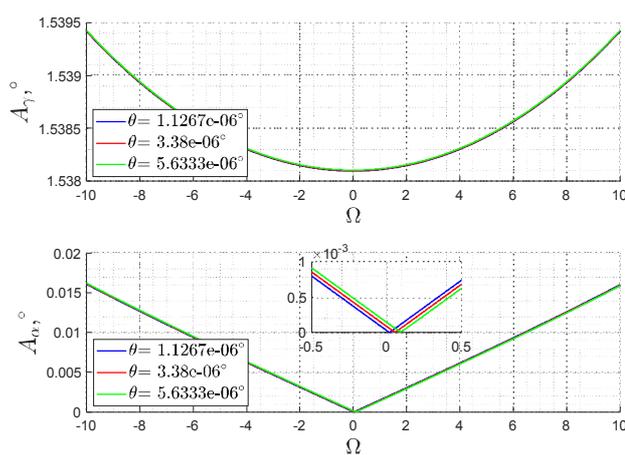


Рис.6б. Зависимость амплитуд ПК и ВК от Ω при действии вращательной вибрации на главном резонансе.

Заключение. В работе представлены результаты моделирования динамики микромеханического вибрационного гироскопа с дисковым ЧЭ. Построена компактная динамическая модель гироскопа, позволяющая проводить быстрое моделирование динамики ЧЭ чувствительного элемента в различных режимах, в т.ч. при вибрационных воздействиях. В работе были получены амплитудно-частотных характеристик и зависимости амплитуды ВК и ПК от величины угловой скорости основания. В пространстве параметров исследована нелинейная динамика гироскопа, исследована линейность коэффициента преобразования для различных возможных режимов работы генератора первичных колебаний. Рассмотрены факторы наличия перекрестных компонент сил упругости и диссипации, а также несимметрии электродной структуры вторичной оси. Исследована динамика чувствительного элемента ММГ при действии внешних поступательных и угловых вибраций. Показано, что действие угловых вибраций относительно оси OZ является основным источником погрешности выходного сигнала для датчика рассматриваемой конструкции.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-01-00537

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ji Lee and et al.** «MEMS vibrating wheel on gimbal gyroscope with high scale factor». B: Microsystem Technologies (2019). DOI: 10.1007/s00542-019-04508-x.
2. **A. Lestev.** «Combination resonances in mems gyro dynamics». B: Gyroscopy and Navigation (2015), p. 41-44. DOI: 10.1134/S2075108715010083.
3. **Jan Awrejcewicz, Roman Starosta and Grazyna Sypniewska-Kaminska.** «Complexity of resonances exhibited by a nonlinear micromechanical gyroscope: an analytical study». B: Nonlinear Dynamics (2018). DOI: 10.1007/s11071-018-4530-5.
4. **Mohammad I Younis, Ronald Miles and Daniel Jordy.** «Investigation of the response of microstructures under the combined effect of mechanical shock and electrostatic forces». B: Journal of Micromechanics and Microengineering (2006), p. 2463-2474. DOI: 10.1088/0960-1317/16/11/030
5. **Nesterenko Tamara, Barbin E.S and Aleksei Koleda.** «Influence of Technological Process for Microelectromechanical Sensors Manufacturing on their Technical Characteristics». B: Materials Science Forum (2019), p. 123-129. DOI: 10.4028/www.scientific.net/MSF.970.123.
6. **Ali Nayfeh and Mohammad Younis.** «Dynamics of MEMS resonators under superharmonic and subharmonic excitations». B: Journal of Micromechanics and Microengineering (2005), p. 1840. DOI: 10.1088/0960-1317/15/10/008.
7. **Ya.A.Nekrasov, S.V.Pavlova and N.V.Moiseev.** «Optimization of electrode structure of RR-type MEMS gyro». B: 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2015 – Proceedings, 2015, p.334–337.
8. **Е.А. Баранова, М.И. Евстифеев, Д.П. Елисеев.** Моделирование воздействия поступательных вибраций на микромеханический гироскоп RR-типа компенсационного преобразования // Гироскопия и навигация. 2017. №3 (98). С. 86–96. DOI 10.17285/0869-7035.2017.25.3.086-096.
9. **A.Kovalev.** «Phase Method for Measuring the output Signal of a Single-Mass MEMS Gyroscope as a Possibility of Improving its Performance». 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2019, DOI: 10.23919/ICINS.2019.8769464.

10. **Евстифеев М.И., Ковалев А.С., Елисеев Д.П.** Исследование электромеханической модели микромеханического гироскопа RR типа с учетом вибраций основания // Гироскопия и навигация. 2013. №. 3. С. 24–32.
11. **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.

V.S.Igumnova (Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University). **Analysis of the Influence of Design Imperfections and Vibration Action on the Operation of the RR-Type MEMS-Gyroscope**

Abstract. This paper presents the results of modeling the nonlinear dynamics of MEMS vibrating wheel gyroscope. Diagrams of possible stationary oscillatory modes are constructed when primary oscillations are excited from an external generator. The influence of geometric design imperfections and perturbations of the physical and mechanical properties of the material on the dynamics of the gyroscope and the output characteristic of the sensor is investigated. The factors of the presence of cross components of the elastic and dissipation forces, as well as the asymmetry of the electrode structure of the secondary axis are considered. The influence of vibration influences on the operation of the gyroscope is studied for cases of translational and rotational vibrations of the base.

УДК 531.383

СТЯЖКИНА А.В., БЕЛОГУРОВ А.А., БЕЛЯЕВ Я.В., МОИСЕЕВ Н.В., ШАРАГИНА Н.С.
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)**МЕТОД ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА
МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА С УЧЕТОМ КОМПЕНСАЦИОННОЙ
СХЕМЫ ОБРАБОТКИ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА**

В работе рассматривается один из этапов изготовления микромеханического датчика – тестирование его компонентов на этапе пластины, в частности рассматривается задача оценки механических параметров чувствительного элемента микромеханического гироскопа. Предлагается метод оценки параметров, в основе которого лежит организация компенсационной схемы обработки выходного сигнала чувствительного элемента с помощью интегральной схемы, применяющейся непосредственно в составе гироскопа для управления чувствительным элементом. Предложенный метод позволяет снизить зависимость точности измерений от параметров тестируемого образца.

Введение. Основной вклад в погрешность микромеханического датчика (ММД) вносит чувствительный элемент (ЧЭ). При этом характерной чертой производства ЧЭ ММД является относительно небольшой выход годных (от 30 до 75 %), а также разброс параметров в рамках одной партии (до 20%). С целью сокращения временных и финансовых затрат на производство, каждый этап производственного процесса ММД должен заканчиваться проведением испытаний [1], в том числе процесс должен содержать этап входного контроля ЧЭ [2–4].

Входной контроль ЧЭ ММГ на пластине проводится в два этапа. На первом этапе с помощью стандартных средств [5] проводятся измерения электрических параметров ЧЭ, таких как номинальная емкость и зависимость емкости от напряжения, по результатам которых отбраковываются ЧЭ с коротким замыканием между электродами, а также недотравленные образцы (с низкой чувствительностью или неподвижные). Второй этап включает в себя измерение механических параметров ЧЭ: резонансных частот первичного и вторичного контуров, их добротностей, а также квадратурной составляющей. Измеренные значения механических параметров позволяют выявить работоспособные ЧЭ, а также оценить характеристики готового изделия, такие как изменение параметров от температуры и стойкость к внешним механическим воздействиям.

В связи с высокой добротностью ЧЭ ММГ (порядка 80 000), а также относительно высокими резонансными частотами (порядка 8 кГц), к точности определения механических параметров предъявляются жесткие требования: для частот – порядка 1 Гц, для добротностей – порядка 5 %. При этом точность определения добротности и квадратурной составляющей зависит от точности определения резонансной частоты на первом шаге. Повышение точности при использовании текущего метода [3], возможно за счет увеличения времени тестирования. При этом сохраняется вероятность отбраковки годного ЧЭ. В связи с чем, актуальной остается задача разработки методики тестирования с повышенной точностью измерения и сокращенным временем тестирования.

В работе рассматривается метод измерения механических параметров ЧЭ ММГ на основе компенсационной схемы обработки сигнала, реализованный в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Объект исследований. Объектом исследований является ЧЭ ММГ RR-типа, поведение которого может быть описано уравнением (1) [6]

$$\begin{cases} \ddot{\gamma}_D + 2\delta_D \omega_D \dot{\gamma}_D + \omega_D^2 \gamma_D = \frac{F_{эл} L}{J_D}, \\ \ddot{\alpha}_S + 2\delta_S \omega_S \dot{\alpha}_S + \omega_S^2 \alpha_S = -2\Omega \dot{\gamma}_D, \end{cases} \quad (1)$$

где γ_D, α_S – угловое перемещение инерционной массы по первичной (D) и вторичной (S) осям; δ_D, δ_S – коэффициент демпфирования инерционной массы по первичной и вторичной осям;

ω_D, ω_S – собственная частота колебаний инерционной массы по первичной и вторичной осям; Ω – проекция угловой скорости вращения основания на ось чувствительности; J_D – момент инерции инерционной массы относительно первичной оси; F – сила, действующая на инерционную массу; L – расстояние от точки приложения силы до первичной оси.

Для управления перемещениями инерционной массы в каждом из двух контуров ЧЭ содержит емкостной преобразователь, состоящий из двух групп электродов: актюаторов (предназначены для формирования электростатической силы) и детекторов (предназначены для съема выходного сигнала ЧЭ).

Измерение механических параметров при разомкнутой схеме обработки выходного сигнала ЧЭ. Для измерения механических параметров ЧЭ используют косвенные методы, в основе которых лежит измерение амплитуды и частоты затухающих колебаний инерционной массы ЧЭ при наличии входного воздействия. Здесь могут применяться оптические [7, 8] или электрические [9–11] методы. В АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» для измерения используется электрический метод [3], для которого характерно возбуждение колебаний путем формирования электростатической силы при подаче напряжения на электроды (рис. 1):

$$V = V_{DC} + V_0 \sin(2\pi ft), \quad (2)$$

$$F_{эл} \sim V^2 \sim V_{DC}^2 + V_{DC}V_0 \sin(2\pi ft) + V_0^2 \sin^2(2\pi ft), \quad (3)$$

где V – напряжение, прикладываемое к электродам; V_{DC} – постоянная составляющая напряжения; V_0 – амплитуда переменной составляющей напряжения; f – частота переменной составляющей напряжения (выбирается близкой к резонансной частоте колебаний ЧЭ); t – время; $F_{эл}$ – электростатическая сила.

Амплитуда при этом оценивается посредством преобразования Фурье выходного сигнала, полученного при измерении емкости электродов с использованием преобразователя емкость-напряжение (ПЕН).

Недостатком такого метода является зависимость точности измерений от непосредственно параметров тестируемого образца (добротности, разности частот между резонансной частотой ЧЭ и частотой прикладываемого напряжения) и возможность ошибки в случае, если колебания возбуждать не удалось.

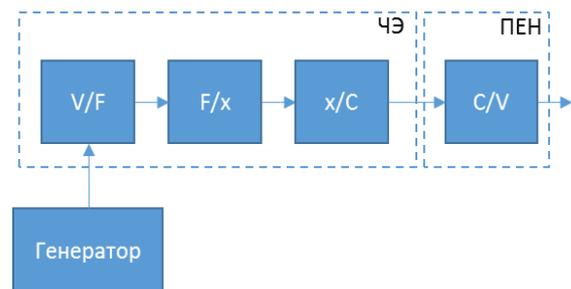


Рис. 1. Структурная схема измерения механических параметров ЧЭ при разомкнутой схеме обработки выходного сигнала (v/F – преобразователь напряжение-сила, F/x – передаточная характеристика ЧЭ, x/C – преобразователь перемещение-емкость, C/V – преобразователь емкость-напряжение)

Измерение механических параметров при компенсационной схеме обработки выходного сигнала ЧЭ. С целью снижения вероятности ошибки в ходе тестирования возможно применение компенсационной схемы возбуждения колебаний, содержащей блок стабилизации амплитуды колебаний. Для организации компенсационной схемы обработки входе работы разработана пробка-карта, в состав которой входит интегральная схема (ИС), применяемая непосредственно в составе ММД и содержащая в своем составе $\Delta\Sigma$ -контур управления колебаниями ЧЭ [12]. Структурная схема измерительного контура приведена на рис.2.

Достоинствами такого решения являются снижение зависимости от параметров тестируемого образца с учетом реальных характеристик схемы обработки выходного сигнала и режимов работы в составе ММД, а также возможность стабилизации частоты и амплитуды колебаний ЧЭ, отсутствие влияния постоянной составляющей напряжения на собственную частоту вторичных колебаний, снижение зависимости между каналами возбуждения и измерения благодаря временному разделению.

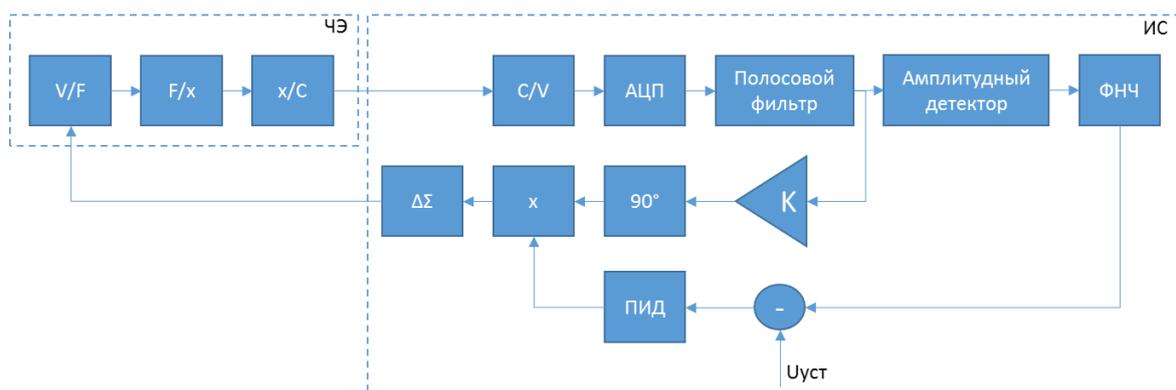


Рис. 2. Структурная схема измерения механических параметров ЧЭ при компенсационной схеме обработки выходного сигнала (v/F – преобразователь напряжение-сила, F/x – передаточная характеристика ЧЭ, x/C – преобразователь перемещение-емкость, C/V – преобразователь емкость-напряжение, АЦП – аналогово-цифровой преобразователь, ФНЧ – фильтр нижних частот, ПИД – пропорционально-интегрально-дифференцирующий регулятор, $\Delta\Sigma$ -цифровой фильтр, образующий вместе с передаточной характеристикой ЧЭ $\Delta\Sigma$ -модулятор 4-го порядка)

Результаты эксперимента. Для подтверждения эффективности предложенного метода проведено сравнение экспериментальных данных, полученных при тестировании одной и той же пластины с ЧЭ ММГ с применением разомкнутой и замкнутой схем обработки сигнала (таблица 1).

Таблица 1

Результаты тестирования пластины с ЧЭ ММГ

Наименование параметра	Количество годных чипов, шт. (%)	
	Разомкнутая схема	Компенсационная схема
Резонансная частота первичных колебаний	388 (87,6)	370 (83,5)
Добротность первичных колебаний	346 (78,1)	327 (73,8)
Резонансная частота вторичных колебаний	417 (94,1)	401 (90,5)
Добротность вторичных колебаний	411 (92,8)	384 (86,7)
Квадратурная составляющая	294 (66,4)	307 (69,3)

Анализируя результаты для разомкнутой схемы, можно заметить, что несмотря на широкие критерии отбраковки, выход годных ЧЭ по результатам определения квадратурной составляющей в 1,2 раза меньше, чем выход годных по критерию для собственной частоты или добротности первичных колебаний. Это свидетельствует о том, что резонансная частота в части случаев была определена неверно. Использование компенсационной схемы за счет повышения точности определения параметров позволяет более качественно проводить отбраковку негодных образцов (в текущем примере повышение на 6%).

Заключение. В работе рассмотрены методы измерения механических параметров ЧЭ ММГ на этапе пластины на основе разомкнутой и компенсационной схем обработки выходного сигнала, проведено сравнение с точки зрения повышения качества процедуры тестирования (исключение ошибок, снижение времени тестирования и др.). Посредством анализа экспериментальных данных подтверждено, что предложенный метод – использование в измерительном тракте интегральной схемы обработки выходного сигнала ЧЭ, – позволяет повысить точность определения параметров и тем самым более качественно проводить отбраковку негодных образцов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колоскова Н.С., Чернецкая Н.М., Моисеев Н.В., Акулин Н.М. Выбор архитектуры программно-аппаратного комплекса для тестирования микромеханических датчиков. Навигация и управление движением: Материалы Юбилейной XX конференции молодых ученых с международным участием (Санкт-Петербург 20-23 марта 2018 г.). 2018.
2. Якимов А.В., Белогуров А.А. Разработка автоматизированного комплекса для проведения входного контроля пластин с чипами ММГ. Навигация и управление движением: Материалы XVIII конференции молодых ученых с международным участием (Санкт-Петербург 15-18 марта 2016 г.). 2016. с.183-190.

3. **Якимова А.В., Белогуров А.А., Беляев Я.В.** Организация входного контроля чувствительных элементов микромеханических датчиков на пластине. Датчики и системы. №2. 2017. с. 47-52.
4. **Styazhkina A.V., Belogurov A.A., Belyaev Y.V.** Testing of the sensing element of the capacitive micromechanical accelerometer. International Workshop Navigation and Motion Control 2019. Proceedings. 2020.
5. **Wadsworth A.** The Parametric Measurement handbook. Keysight technologies. 2017.
6. **Беляев Я.В.** Методы снижения порога чувствительности микромеханического гироскопа - Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации, С-Петербург, 2010.
7. **Turner K. L.** Sensing picogram masses – lazer vibrometry leads to breakthroughs in MEMS dynamic analysis, Lazer Measurement Systems. LM Info Special Magazine.Polytec. Issue 1/2005. pp.7-9.
8. **Beyeler F., Muntwyler S., Nelson B.J.** Wafer-Level inspection system for the automated testing of comb drive based MEMS sensors and actuators. IEEE International Conference on Automation Science and Engineering. 21-21 aug.2010.
9. **Sisto A., Schwarzelbach O., Fanucci L.** Fully electrical test procedure for inertial MEMS characterization at wafer-level. 9th Conference on Ph.D. Research in Microelectronics and Electronics.2013. pp.121-124.
10. Product sheet. STI3000 Standard density wafer probe test system for MEMS and ASIC products.
11. **Wang Y., Xie Y., Zhang T., Wu G., Wang G., Yu C.** Quality factor measurement for MEMS resonator using time-domain amplitude decaying method. Microsystem technology. 2015. pp.825-829.
12. **Пешехонов В. Г., Некрасов Я. А., Флюгерн П., Кергерис Ц., Хаддара Х., Эльсайед А.** Результаты испытательной установочной партии микромеханических гироскопов RR-типа. Гироскопия и навигация. № 1 (72). 2011.

Styazhkina A.V., Belyaev Y. V., Belogurov A.A., Moiseev N.V., Sharagina N.S. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **Method for estimating the parameters of micromechanical gyroscope sensing element taking into account the compensation circuit for processing the output signal**

Abstract. One of the main MEMS-production step, wafer-level testing of sensor components, is described. Particularly measuring the mechanical parameters of the sensing element is discussed. A method for estimating the parameters based on the organization a close-loop circuit for the sensing element control is proposed. The circuit is implemented with the integrated circuit, which is used directly as part of the gyroscope. The proposed method allows reducing the dependence of the measurement accuracy on the parameters of the test sample.

Е. В. ЗАВОРОТНЕВА

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт прикладной математики и механики, Высшая школа "Механика и процессы управления")

НЕЛИНЕЙНАЯ ДИНАМИКА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА С ДИСКОВЫМ РЕЗОНАТОРОМ ПРИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОМ ВОЗБУЖДЕНИИ КОЛЕБАНИЙ

Настоящая работа посвящена разработке математической модели и качественному исследованию нелинейной динамики микромеханического волнового твердотельного гироскопа с объемным дисковым резонатором в режиме свободной прецессии рабочей формы колебаний при параметрическом возбуждении резонатора. Получены нелинейные уравнения динамики резонатора на подвижном основании. С помощью асимптотических методов найдены области параметрического резонанса, на базе которых построены амплитудно-частотные характеристики нелинейной системы.

Введение. Одной из важнейших задач измерительного приборостроения на современном этапе является создание микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков инерциальной информации – акселерометров и гироскопов. Основные перспективы развития данного направления описаны в работах [1,2]. Микромеханические резонаторы представляют большой интерес для широкого диапазона задач измерений физических величин и частотной фильтрации. Все более перспективными становятся дисковые резонаторы, работающие в резонансном режиме на жестких объемных формах колебаний диска в своей плоскости. В настоящее время в микросистемной технике интенсивное развитие получило направление разработки кориолисовых вибрационных МЭМС гироскопов, работающих на жестких объемных акустических волнах (ОАВ) – гироскопов с объемным дисковым резонатором. Большое количество современных работ посвящено разработке и развитию аналитических методов эффективного моделирования динамики МЭМС-гироскопов на ОАВ [3, 4, 5, 6, 7]. Представленный МТВГ работает в режиме датчика угла. В датчиках угла энергия колебаний свободно передается между двумя ортогональными модами за счет силы Кориолиса, что приводит к прецессии формы колебаний относительно вращающегося резонатора. Ориентация оси угла прецессии дает возможность измерять угол поворота относительно инерциальной системы координат. По сравнению с датчиками угловой скорости, датчики угла имеют преимущества: прямой угловой выход, стабильный масштабный коэффициент и широкий динамический диапазон.

Постановка задачи. Принципиальная схема МТВГ с объемным дисковым резонатором, работающего в резонансном режиме на объемных формах колебаний диска в своей плоскости, показана на рисунке 1. В гироскопе данного типа кремниевый диск связан с якорем посредством изотропного упругого подвеса, резонатор имеет толщину 40[мкм], внешний и внутренний радиусы диска 420[мкм], 210[мкм] соответственно, исходные данные взяты для реальной конструкции из работы [13]. Система рассматривается без учета влияния жесткости упругого подвеса. Собственная частота рабочей формы колебаний резонатора 4.53 [МГц]. Электродная структура, имеющая емкостные зазоры в 270[нм], состоит из 24 электродов с круглой поверхностью, и в силу симметрии рабочей формы колебаний содержит 4 независимые группы электродов, расположенных симметрично относительно резонатора [14]. Цель настоящей работы состоит в качественном исследовании динамики резонатора при параметрическом возбуждении колебаний с учетом геометрической и электростатической не-

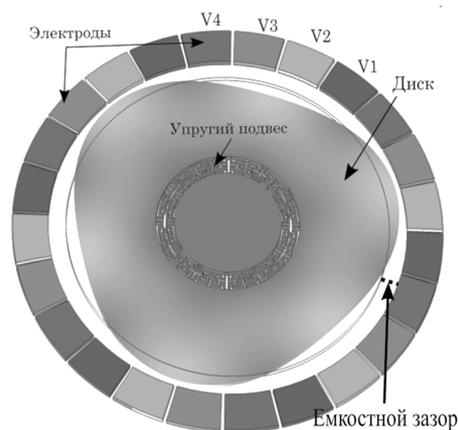


Рис. 1. Схема ВТГ с дисковым резонатором в рабочей форме колебаний

линейности системы. Задачами работы являются: создание и анализ компактной математической модели МТВГ, а именно определение зон параметрической раскачки колебаний; построение резонансных кривых для резонатора на неподвижном основании в области главного параметрического резонанса и анализ их устойчивости.

Построение и исследование нелинейной динамической модели МТВГ. На основе вариационного принципа Гамильтона-Остроградского и метода Ритца в работе получена система нелинейных дифференциальных уравнений, описывающая динамику дискового резонатора с электронной системой управления, учитывающая влияние нелинейности геометрических соотношений, наличие внутреннего трения и действие электростатических сил. Уравнения движения в безразмерных переменных имеют вид:

$$\begin{aligned} \ddot{C} + (1 + \sigma_2)C + A_1 C(C^2 + S^2) + R\dot{C} + A_2 \dot{C} &= (A_3 C + A_4 C(C^2 + S^2))\sin((2 + \sigma_1)\tau), \\ \ddot{S} + (1 + \sigma_2)S + A_1 S(C^2 + S^2) + R\dot{S} - A_2 \dot{S} &= (A_3 S + A_4 S(C^2 + S^2))\sin((2 + \sigma_1)\tau), \end{aligned} \quad (1)$$

где σ_2 – безразмерная расстройка собственной частоты системы, вызванная постоянной компонентой электрического поля, $A_1 - A_4$ – коэффициенты, зависящие от выбранной рабочей формы колебаний резонатора, параметров материала и компонентов, отвечающих за электрические силы

$W_i, \Delta W_i$ введенные в уравнении (2), σ_1 – расстройка частоты возбуждения от частоты главного параметрического резонанса для ненапряженного резонатора, R – параметр трения, C, S – нормированные по емкостному зазору модальные координаты, τ – безразмерное время.

Напряжение V_i на каждой группе электродов, показанных на рисунке 1, меняется по гармоническому закону и имеет вид:

$$V_i^2(t) = W_i^2 + \frac{4}{\pi} W_i \Delta W_i \sin((2 + \sigma_1)\tau), \quad j = \overline{1, 4}, \quad (2)$$

где $W_i, [\text{В}]; \Delta W_i, [\text{В}]$ – постоянная и переменная компонента напряжения i -ой группы электродов.

Асимптотическое решение в первом приближении имеет вид:

$$\begin{aligned} C &= a_1 \cos\left(\left(1 + \frac{1}{2}\sigma_1\right)t + \frac{1}{2}\psi_1\right) + O(\varepsilon), \\ S &= a_2 \cos\left(\left(1 + \frac{1}{2}\sigma_1\right)t + \frac{1}{2}\psi_2\right) + O(\varepsilon), \end{aligned} \quad (3)$$

где $O(\varepsilon)$ – малые члены разложения, $a_1 = a_1(t), a_2 = a_2(t), \psi_1 = \psi_1(t), \psi_2 = \psi_2(t)$ – медленные амплитудно-фазовые переменные, которые находятся из решения следующей системы:

$$\begin{aligned} \dot{a}_1 &= \frac{A_4}{8} a_1 (a_1^2 + a_2^2) \cos \psi_1 - \frac{R}{2} a_1 - \frac{A_2}{2} a_2 \cos\left(\frac{\psi_1}{2} - \frac{\psi_2}{2}\right) + \frac{A_3}{4} a_1 \cos(\psi_1) + \frac{A_1}{8} a_1 a_2^2 \sin(\psi_1 - \psi_2), \\ \dot{a}_2 &= \frac{A_4}{8} a_2 (a_1^2 + a_2^2) \cos \psi_2 - \frac{R}{2} a_2 + \frac{A_2}{2} a_1 \cos\left(\frac{\psi_1}{2} - \frac{\psi_2}{2}\right) + \frac{A_3}{4} a_2 \cos(\psi_1) - \frac{A_1}{8} a_1^2 a_2 \sin(\psi_1 - \psi_2), \\ \dot{\psi}_1 &= 2\sigma_2 - \sigma_1 + \left(\frac{3a_1^2}{4} + \frac{a_2^2}{2}\right) A_1 - \frac{A_3}{2} \sin \psi_1 (2 + (2a_1^2 + a_2^2)) + \\ &\quad + \frac{A_2^2}{4} + \frac{a_2}{a_1} A_2 \sin\left(\frac{\psi_1}{2} - \frac{\psi_2}{2}\right) + \frac{A_4}{4} a_2^2 \sin \psi_2 + \frac{A_1}{4} a_2^2 \cos(\psi_1 - \psi_2), \\ \dot{\psi}_2 &= 2\sigma_2 - \sigma_1 + \left(\frac{3a_2^2}{4} + \frac{a_1^2}{2}\right) A_1 - \frac{A_3}{2} \sin \psi_2 (2 + (2a_2^2 + a_1^2)) + \frac{A_2^2}{4} + \frac{a_1}{a_2} A_2 \sin\left(\frac{\psi_1}{2} - \frac{\psi_2}{2}\right) + \\ &\quad + \frac{A_4}{4} a_1^2 \sin \psi_1 + \frac{A_1}{4} a_1^2 \cos(\psi_1 - \psi_2). \end{aligned} \quad (4)$$

На основе разработанной математической модели была исследована область главного параметрического резонанса. Переходные кривые при различных значениях постоянного напряжения представлены на рисунке 2. Полученные результаты позволили дать оценку напряжени-

ям пуска для реальной конструкции, при конкретном значении отклонения частоты возбуждения колебаний (σ_1) от собственной частоты системы ($1 + \sigma_2$). На основе полученной системы (4) с использованием численных методов теории продолжения построены амплитудно-частотные характеристики резонатора при варьировании переменной компоненты напряжения. На рисунке 3 представлена зависимость нормированной по емкостному зазору установившейся амплитуды колебаний от частотной расстройки σ_1 , пунктиром обозначены неустойчивые ветви.

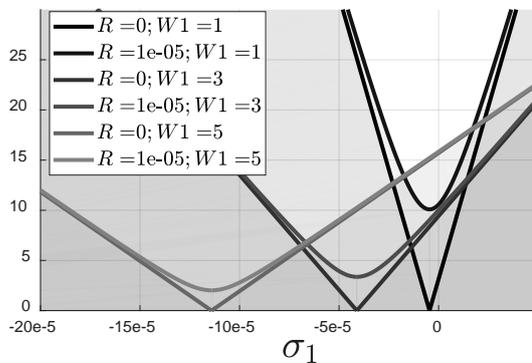


Рис. 2. Кривые перехода для параметрически возбуждённого резонатора, при $\Delta W_1 = \Delta W_2 = \Delta W_3 = \Delta W_4$ и $W_1 = W_2 = W_3 = W_4$

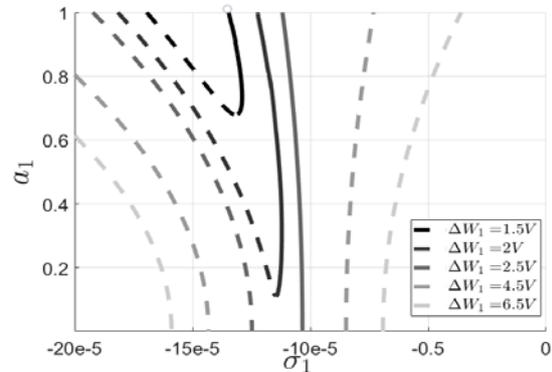


Рис. 3. Амплитудно-частотные характеристики для параметрически возбуждённого резонатора, постоянная компонента напряжений $W_1 = W_2 = W_3 = W_4 = 5$ [В], параметр трения $R = 10^{-5}$

Заключение. В работе представлена математическая модель МТВГ с дисковым резонатором. Исследована нелинейная динамика системы в области главного параметрического резонанса. Для конкретных параметров возможной конструкции МТВГ выполнена оценка пусковых напряжений. Построены резонансные кривые резонатора, исследована устойчивость найденных стационарных решений. Предложенная динамическая модель МТВГ в дальнейшем будет использована для параметрического анализа режима свободной прецессии рабочей формы колебаний резонатора на подвижном основании, а также для разработки алгоритмов проведения калибровочных испытаний датчика при наличии материальных и геометрических несовершенств, методов динамической балансировки и алгоритмов управления колебаниями чувствительного элемента.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 20-01-00537

ЛИТЕРАТУРА

1. Пешехонов В. Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №. 2. С. 3–10.
2. Пешехонов В. Г. Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем // Гироскопия и навигация. 2011. №. 1. С. 3–16.
3. Pourkamali S., Hao Z., Ayazi F. VHF single crystal silicon capacitive elliptic bulk-mode disk resonators-part II: implementation and characterization // Journal of Microelectromechanical Systems. 2004. Т. 13. №. 6. Pp. 1054–1062.
4. Johari H., Ayazi F. High-frequency capacitive disk gyroscopes in (100) and (111) silicon // 2007 IEEE 20th international conference on micro electro mechanical systems (MEMS). IEEE, 2007. Pp. 47–50.
5. Mirjalili R. et al. Substrate-decoupled silicon disk resonators having degenerate gyroscopic modes with Q in excess of 1-million // 2015 Transducers-2015 18th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (TRANSDUCERS). IEEE, 2015. Pp. 15–18.
6. Serrano D. E. et al. Substrate-decoupled, bulk-acoustic wave gyroscopes: Design and evaluation of next-generation environmentally robust devices // Microsystems & Nanoengineering. 2016. Т. 2. №. 1. Pp. 1–10.
7. Lychev S. A., Manzhairov A. V., Joubert S. V. Closed solutions of boundary-value problems of coupled thermoelasticity // Mechanics of solids. 2010. Т. 45. №. 4. Pp. 610–623.
8. Дурукан Я., Рыбина М. А., Шевелько М. М. Состояние и перспективы разработки чувствительных элементов на объемных акустических волнах для датчиков угловой скорости // Навигация и управление движением. 2019. С. 169–171.
9. Sharma J. N., Grover D., Kaur D. Mathematical modelling and analysis of bulk waves in rotating generalized thermoelastic media with voids // Applied mathematical modelling. 2011. Т. 35. №. 7. Pp. 3396–3407.

10. **Jani S. M. H., Kiani Y.** Generalized thermo-electro-elasticity of a piezoelectric disk using Lord-Shulman theory // Journal of Thermal Stresses. 2020. T. 43. №. 4. Pp. 473–488.
11. **Yang Y.** et al. Nonlinearity of degenerately doped bulk-mode silicon MEMS resonators // Journal of Microelectromechanical Systems. 2016. T. 25. №. 5. Pp. 859–869.
12. **Hu Z., Gallacher B. J.** Effects of Nonlinearity on the Angular Drift Error of an Electrostatic MEMS Rate Integrating Gyroscope // IEEE Sensors Journal. 2019. T. 19. №. 22. Pp. 10271–10280.
13. **Serrano D. E. et al.** Substrate-decoupled, bulk-acoustic wave gyroscopes: Design and evaluation of next-generation environmentally robust devices // Microsystems & Nanoengineering. 2016. T. 2. №. 1. Pp. 1–10.
14. **Joubert S.V., Shatalov M.Y., Spoelstra H.** (2017) On Electronically Restoring an Imperfect Vibratory Gyroscope to an Ideal State. In: Altenbach H., Goldstein R., Murashkin E. (eds) Mechanics for Materials and Technologies. Advanced Structured Materials, vol 46. Springer, Cham

E.V. Zavorotneva (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes). **Nonlinear dynamics of Disk-based MEMS Coriolis Vibrating Gyroscope under parametric excitation of vibrations**

Abstract. This work is devoted to the development of a mathematical model and a qualitative study of the nonlinear dynamics of Disk-based MEMS Coriolis Vibrating Gyroscope in the free precession mode and under conditions of parametric excitation and maintenance of oscillations. Nonlinear equations of the dynamics of a resonator on a moving base are obtained. Using asymptotic methods, the regions of parametric resonance for a linear model were found, on the basis of which the amplitude-frequency characteristics of the nonlinear system were constructed.

УДК 681.51

В.М. ГАСПАРОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

А.С. КОВАЛЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ФАЗОВОГО И АМПЛИТУДНОГО МЕТОДОВ ФОРМИРОВАНИЯ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА В ОДНОМАССОВОМ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОМ ГИРОСКОПЕ R-R ТИПА

Рассматривается метод выделения полезной информации об угловой скорости в микромеханическом гироскопе за счет измерения разности фаз сигналов первичных и вторичных колебаний. Приведены теоретические и результаты моделирования, описывающие принципиальную возможность использования такого подхода к измерению угловой скорости. Показано, что такой способ обладает рядом преимуществ по отношению к классическому синхронному детектированию, при наличии внешних механических и температурных воздействий.

Введение. Существующие на рынке микромеханические гироскопы построены по схемам кориолисовых вибрационных гироскопов различных конструкций [1]. Повсеместное использование, популярность и низкая стоимость данных датчиков создает конкуренцию среди производителей, вследствие чего компании, производящие подобные устройства ставят перед собой задачи повышения устойчивости приборов к внешним воздействиям [4] и улучшению точности выходных данных [2].

В реферате рассматривается подход, основанный на обработке информационных сигналов одномассового микроэлектромеханического гироскопа (ММГ) R-R-типа о движении его ротора по осям первичных и вторичных колебаний [5]. В отличие от синхронного детектирования, восстанавливающего информацию об угловой скорости из огибающей сигнала вторичных колебаний ротора гироскопа [6], предлагаемый метод основан на получении сигнала об угловой скорости из соотношения фазы первичных и вторичных колебаний [7]. В реферате приводятся теоретическое обоснование метода, результаты компьютерного моделирования и верификации модели.

Целью работы является сравнение изменения характеристик выходных сигналов гироскопа (смещения нуля и масштабного коэффициента) при воздействии наиболее значимых для конструкции внешних факторов (линейные ускорения вдоль оси первичных колебаний и влияние температуры на характеристики узлов), сформированных традиционным синхронным детектированием и исследуемым способом фазового детектирования.

Теоретическое обоснование метода. Динамика ротора рассматриваемого одномассового дискового ММГ описывается известными упрощенными соотношениями по осям первичных и вторичных колебаний [3]:

$$J_z \ddot{\gamma} + \mu_\gamma \dot{\gamma} + c_\gamma \gamma = M_z, \quad (1)$$

$$J_x \ddot{\alpha} + \mu_\alpha \dot{\alpha} + c_\alpha \alpha = M_x, \quad (2)$$

где: J_z, J_x - 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 $M_{КОР}$ и прочие паразитные, с точки зрения определения угловой скорости, моменты.

Анализ же полных уравнений динамики показывает, что все моменты можно разделить на следующие группы:

- моменты M_K , модулированные основной гармоникой первичных колебаний ротора и синфазные с угловой скоростью первичных колебаний (включая момент сил Кориолиса);
- моменты M_C , модулированные основной гармоникой первичных колебаний ротора, фаза которых отличается на 90° , синфазные по отношению к углу первичных колебаний и квадратурные по отношению к угловой скорости первичных колебаний и, соответственно, моменту сил Кориолиса;
- прочие моменты $M_{пр}$.

Таким образом, суммарный момент M_X в правой части уравнения динамики ротора относительно оси X может быть переписан в виде (3):

$$M_X = M_C \sin(\nu_\gamma t) + (M_K + M_{КОР}(\omega_\gamma)) \cos(\nu_\gamma t) + M_{пр}, \quad (3)$$

где ν_γ - собственная частота первичных колебаний, ω_γ - угловая скорость движения основания.

Отбросив из рассмотрения прочие моменты, фильтруемые механической системой, выражение для суммарного момента можно представить в виде:

$$M_X(\omega_\gamma) = M(\omega_\gamma) \cos(\nu_\gamma t + \phi(\omega_\gamma)), \quad (4)$$

$$M(\omega_\gamma) = \sqrt{(M_K + M_{КОР}(\omega_\gamma))^2 + M_C^2}, \quad (5)$$

$$\phi(\omega_\gamma) = \arctg\left(\frac{M_K + M_{КОР}(\omega_\gamma)}{M_C}\right) - \frac{\pi}{2}, \quad (6)$$

где $\phi(\omega_\gamma)$ - фаза сигнала суммарного момента, действующего по оси X .

Важным в выражениях (1)-(6) является то, что в отличие от модели идеального 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 порождается перекосом главной оси ротора гироскопа или его динамическим дисбалансом. При стандартной процедуре выделения полезной информации эти моменты являются вредными, и являются причинами отбраковки датчиков. Однако именно в этом случае, в реальном гироскопе действующая скорость основания оказывает влияние не только на амплитуду вторичных колебаний, но и на их фазу.

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.

Результаты моделирования.

А. Верификация модели. Для проведения исследования была составлена схема в системе Matlab Simulink, которая была верифицирована в соответствии с существующим аналогом, испытанном на экспериментальной установке. Верификация заключалась в подборе величин M_C и M_K в математической модели гироскопа так, чтобы графиков выходных сигналов фазового и синхронного детекторов при моделировании соответствовали экспериментальным. Результаты верификации модели по экспериментальным данным, полученным с синхронного и фазового детекторов (СД и ФД, соответственно) реального гироскопа представлены ниже на рисунках 1 и 2. Синим цветом на графиках обозначен выходной сигнал гироскопа с СД, зеленым с ФД, красным - амплитуда первичных колебаний, демонстрирующая динамику разгона ротора по оси первичных колебаний с момента включения гироскопа. При этом в реальном эксперименте гироскоп был установлен на подвижное основание, задающее переменную угловую скорость с амплитудой $50^\circ/\text{с}$ и частотой 20 Гц, а в модели угловая скорость задавалась с этими же параметрами в виде входного сигнала по угловой скорости движения основания ω_γ .

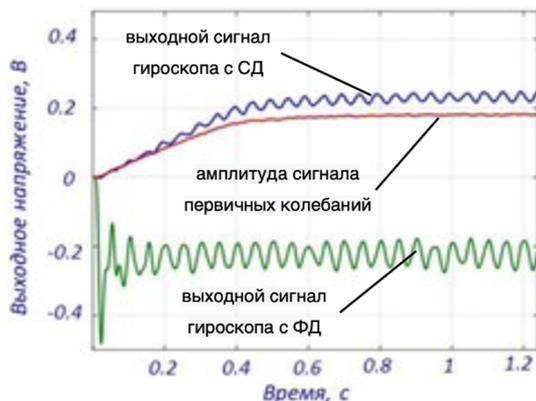


Рис. 1. Результат эксперимента

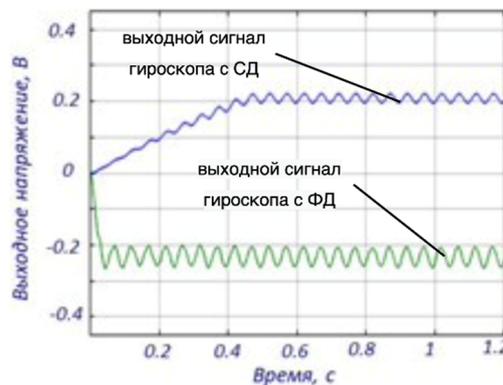


Рис. 2. Результат моделирования

Исходя из графиков можно видеть, что даже упрощенная обобщенная математическая модель при подборе всего двух значений параметров M_c и M_k с высокой точностью описывает поведение выходных сигналов реального гироскопа и может быть использована для дальнейшего анализа.

Б. Исследование влияния внешних воздействий. Для сравнения работы фазового и синхронного методов было проведено исследование влияния наиболее существенных внешних воздействующих факторов на характеристики выходных сигналов - смещение нуля и коэффициент преобразования, как для синхронного, так и для фазового детектора.

Наиболее существенными факторами [8, 9] были выбраны:

- Линейное ускорение вдоль оси Z в диапазоне от -1000 до 1000 m/s^2 , приводящее к изменению характеристик применяемых датчиков углов и моментов
- Температура в диапазоне от $-40^\circ C$ до $85^\circ C$;

Исследование влияния температуры проводилось, с учетом того, что изменение температуры, в большей степени влияет на узлы ММГ, вызывая отклонение параметров относительно номинальных значений. Наиболее значащими параметрами в этом случае являются – добротность контура вторичных колебаний, и коэффициент преобразователя ёмкость-напряжение (или первичного преобразователя сигнала датчика угла гироскопа перед его оцифровкой). Для наглядности были выбраны отклонения параметров узлов в пределах $\pm 20\%$ относительно номинальных значений.

В. Результаты моделирования.

1. Результат моделирования при влиянии внешнего механического воздействия (линейного ускорения по оси z).

Из графиков зависимости масштабного коэффициента (рисунок 3) и смещения нуля (рисунок 4) синхронного и фазового детекторов (синяя линия – СД, красная – ФД) от внешнего воздействия видно, что в отличие от синхронного метода детектирования, фазовый детектор практически не чувствителен к внешнему воздействию линейного ускорения вдоль оси z . Гироскоп с фазовым детектором в 50 раз менее чувствителен к внешним механическим воздействиям, чем с синхронным детектором.

2. Влияние изменения добротности от температуры на характеристики выходного сигнала гироскопа для синхронного и фазового методов детектирования.

Характер зависимостей коэффициента преобразования и смещения нуля гироскопа от добротности показаны рисунках 5 и 6 соответственно (синяя линия – СД, красная – ФД). Графики показывают, что оба метода подвержены воздействию этого параметра, но гироскоп с фазовым детектором, ожидаемо, в 25 раз более чувствителен по величине изменения смещения нуля и в 4 раза по величине смещения масштабного коэффициента, чем с синхронным детектором.

3) Влияние изменения коэффициента преобразователя «ёмкость-напряжение» от температуры на характеристики выходного сигнала гироскопа для синхронного и фазового методов детектирования.

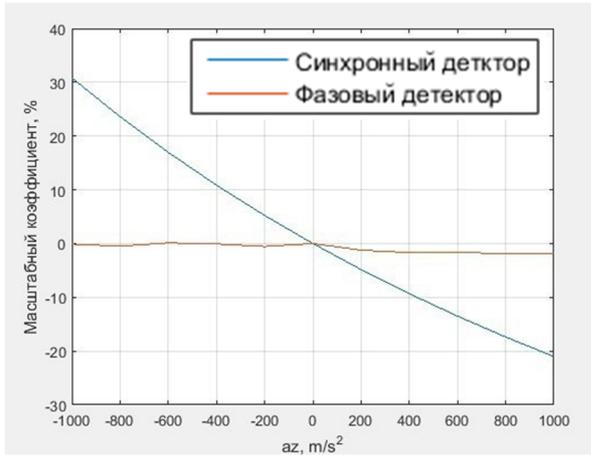


Рис. 3. График зависимости масштабного коэффициента от внешнего ускорения

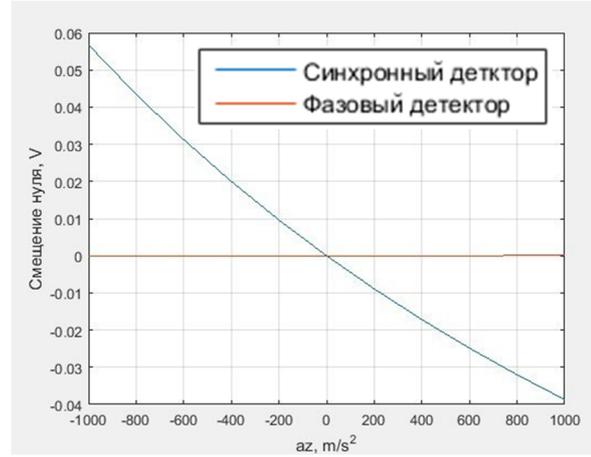


Рис. 4. График зависимости смещения нуля от внешнего ускорения

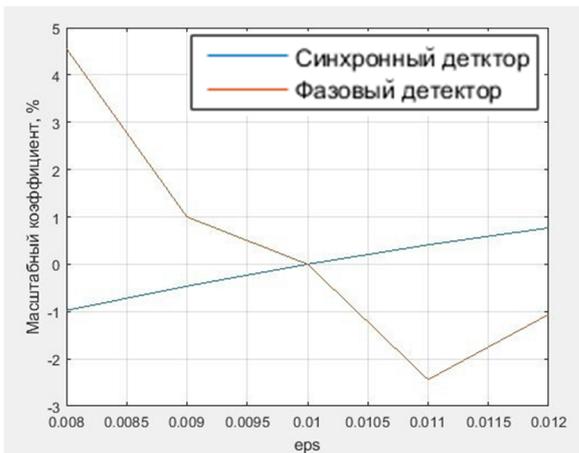


Рис. 5. График зависимости масштабного коэффициента от добротности

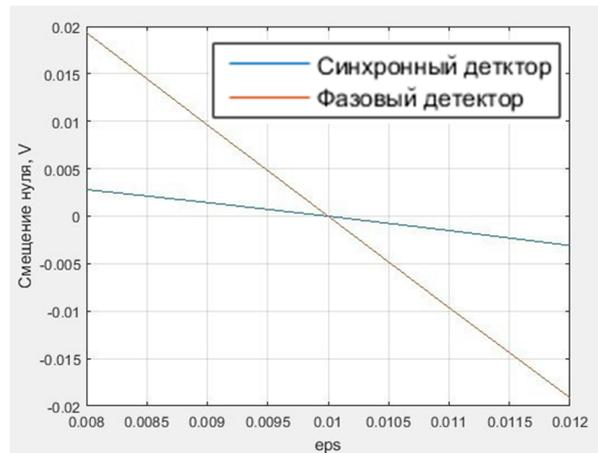


Рис. 6. График зависимости смещения нуля от добротности

На рисунках 7 и 8 представлены зависимости масштабного коэффициента и смещения нуля от изменения коэффициента преобразователя «ёмкость-напряжение» под действием температуры (синяя линия – СД, красная – ФД). Из графиков можно отметить, что гироскоп с фазовым детектором в 20 раз менее чувствителен к изменению коэффициента преобразователя ёмкость-напряжение под действием температуры.

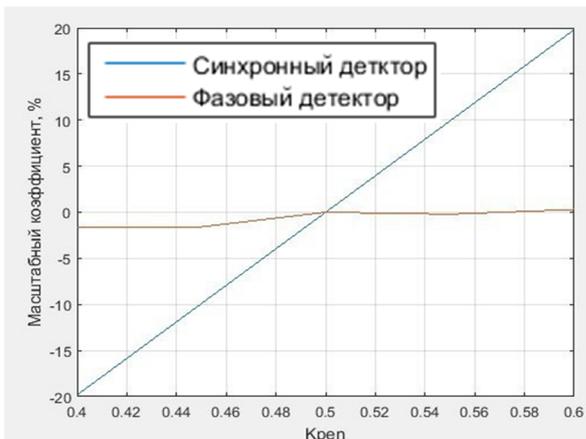


Рис. 7. График зависимости масштабного коэффициента от коэффициента преобразователя «ёмкость-напряжение»

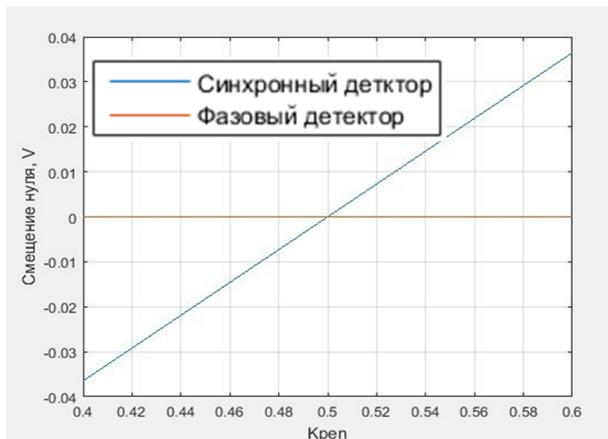


Рис. 8. График зависимости смещения нуля от коэффициента преобразователя «ёмкость-напряжение»

Заключение. В докладе приведены результаты исследования и сравнения метода съема данных в микромеханическом гироскопе, основанного на соотношении фаз первичных и вторичных колебаний, по сравнению с традиционным, в условиях воздействия внешних факторов на наиболее чувствительные узлы конструкции и ее параметры: ускорение в наиболее критичном направлении, изменение добротности вторичного контура и изменение коэффициентов аналоговых блоков первичных преобразователей «емкость-напряжение» от температуры.

Полученные результаты, по мнению авторов, позволяют сделать вывод о том, что гироскоп с фазовым детектором превосходит гироскоп с синхронным детектором по стойкости к указанным механическим воздействиям на два порядка, а по стойкости к температурам достоинства и недостатки разных методов компенсируют друг друга. Таким образом применение фазового метода может быть перспективным техническим решением для построения датчиков нового типа с улучшенными характеристиками, в том числе за счет комбинированной обработки выходного сигнала обоих детекторов [6].

ЛИТЕРАТУРА

1. **Kovalev, A.** Phase Method for Measuring the output Signal of a Single-Mass MEMS Gyroscope as a Possibility of Improving its Performance. 1-5. 10.23919/ICINS.2019.8769464.
2. **Пешехонов В.Г.**, Перспективы развития гироскопии. // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3–9.
3. **Ковалев, А.С.** Управление первичными и вторичными колебаниями микромеханического гироскопа: дис. ... канд. техн. наук: ФГУП ЦНИИ «Электроприбор», ГИЦ. Санкт-Петербург. 2008. 158.
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. **Anderson G.I. и др.** A programmable platform for digital control of MEMS gyroscopes, Symposium Gyro Technology, 2004, p.5.0-5.7.
6. **Barbour N. et al.** Micro-Electromechanical Instrument and Systems Development at Draper Laboratory // 3rd Saint Peterburg International Conference of Integrated Navigation Systems. –Spb.: CSRI «Electropribor», 1996.-Part 1.-P.3-10.
7. **Mitchell Kline** Frequency Modulated Gyroscopes, Electrical Engineering and Computer Sciences University of California at Berkeley p. 15-20.
8. **Евстифеев М.И., Елисеев Д.П., Ковалев А.С., Розенцвейн Д.В.** Исследование динамики микромеханического гироскопа при механических воздействиях // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики, 2011, No 4(74), С.74-78.
9. **Люкшонков Р.Г.** Исследование возможности использования температурной зависимости добротности колебаний микромеханического гироскопа для температурной компенсации // Материалы XVII Конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», 2015, С. 585-591.

V.M. Gasparov (ITMO University), **A.S. Kovalev** (Concern CSRI Elektropribor, JSC). **Comparative analysis of phase and amplitude methods of formation of the output signal in a single-mass micromechanical R-R type gyroscope**

Abstract. A method for extracting useful information about the angular velocity in a micromechanical gyroscope by measuring the phase difference of the signals of primary and secondary oscillations is considered. The theoretical and simulation results describing the fundamental possibility of using this approach to measuring the angular velocity are presented. It is shown that this method has a number of advantages over classical synchronous detection in the presence of external mechanical and temperature influences.

УДК 681.2.08

М. А. БЕЛОУСОВ, А.И. КРИВОШЕЕВ
(ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»)

КОМПЕНСАЦИЯ ИЗБЫТОЧНОГО ШУМА ИНТЕНСИВНОСТИ ИСТОЧНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ В ПОКАЗАНИЯХ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

В работе рассмотрен один из возможных вариантов повышения точности показаний волоконно-оптических гироскопов. Предложен способ компенсации основной шумовой составляющей показаний волоконно-оптического гироскопа, ограничивающей его возможности применения. Представлены результаты проведенных экспериментов. Показано, что предложенный способ позволяет значительно снизить вклад шумов интенсивности источника излучения в показаниях волоконно-оптического гироскопа.

Введение. В настоящее время в мире ведется постоянная работа по совершенствованию характеристик датчиков измерения угловой скорости, применяемых в составе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) и инерциальных измерительных блоков [1, 2]. Одним из таких датчиков является волоконно-оптический гироскоп (ВОГ), имеющий свои преимущества и недостатки в сравнении с датчиками других конструкций.

С целью расширения областей применения датчика в работе предложен один из возможных вариантов модернизации серийного ВОГ, позволяющий снизить шумовую составляющую за счет компенсации шума интенсивности источника излучения (RIN). Снижение шумовой составляющей показаний гироскопов позволяет применять такие датчики в БИНС с более высокими требованиями к точности определения углов ориентации и координат объекта и малым временем начальной выставки.

Параметры ВОГ со схемой компенсации. В качестве теоретической оценки шумовой составляющей показаний ВОГ в работе использована величина коэффициента случайного блуждания угла (ARW). Как описано в литературе, эта величина состоит из квадратного корня суммы квадратов трех независимых шумовых составляющих ВОГ: дробового шума фотоприемника (SHOT NOISE), теплового шума предварительного усилителя фотоприемника (THERMAL NOISE), шума интенсивности источника излучения (RIN) [3]. Формулы расчета показаны в [4].

В работе рассматривается возможность компенсации RIN составляющей, которая вносит основной вклад ($\approx 95\%$) в общую величину шумов ВОГ. За основу взят принцип оптической компенсации, описанный в [5]. По результатам анализа предложен собственный вариант схемы компенсации шума интенсивности источника излучения, показанный на рисунке 1.

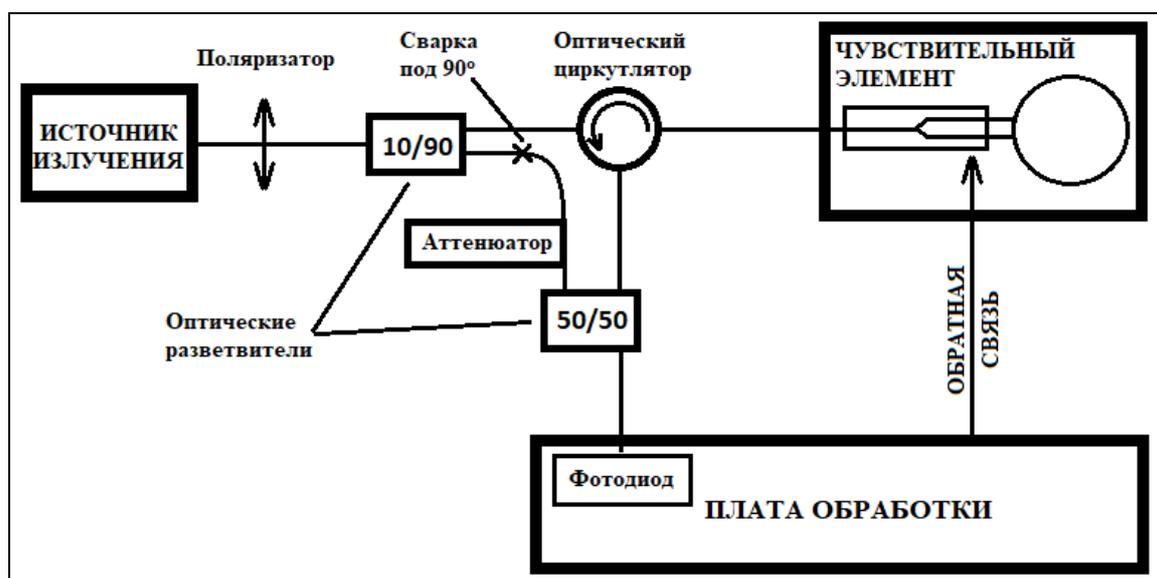


Рис. 1. Схема ВОГ с компенсацией шума интенсивности источника излучения

В схеме заменён один из разветвителей 50/50 на оптический циркулятор. За счет изменения схемы удалось снизить в два раза уровень оптических потерь во всем тракте ВОГ. Так же в схему добавлен оптический аттенюатор для подстройки баланса мощностей. В таблице 1 представлены параметры элементов ВОГ, использованного в предложенной схеме.

Таблица 1

Основные параметры элементов ВОГ для компенсации RIN

Наименование параметра	Единица измерения	Значение
Диаметр волоконной катушки	м	0,1
Длина волоконного световода катушки	м	1000
Глубина вспомогательной фазовой модуляции	рад	1,57
Средневзвешенная длина волны источника излучения	мкм	1,53
Эффективная ширина спектра	мкм	0,01

Результаты экспериментов. При проведении экспериментальных исследований была проведена длительная запись показаний для оценки шумовой составляющей показаний ВОГ с компенсацией RIN. По полученным данным выполнен расчет девиации Аллана показаний ВОГ. Результаты расчета показаны на рисунке 2.

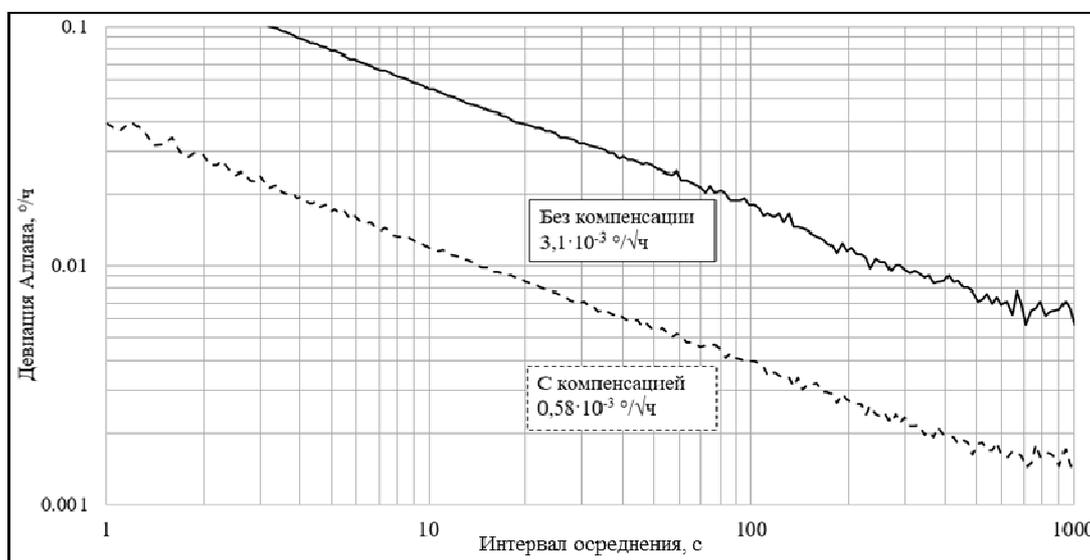


Рис.2. Результаты эксперимента по компенсации RIN

Из графиков видно, что полученный уровень общей шумовой составляющей показаний ВОГ с компенсацией составил $\approx 0,58 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ/\sqrt{\text{ч}}$, что на $\approx 81\%$ меньше, чем величина шумовой составляющей показаний ВОГ без предложенной компенсации равная $\approx 3,1 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ/\sqrt{\text{ч}}$.

Полученные результаты показывают, что предложенный вариант снижения шумовой составляющей показаний ВОГ за счет компенсации RIN является эффективным.

Заключение. По результатам работы предложен один из возможных вариантов снижения шумовой составляющей показаний ВОГ. Проведены эксперименты, подтверждающие эффективность предложенного метода. В дальнейшем планируется оценка температурной чувствительности показаний ВОГ с применением схемы компенсации RIN.

ЛИТЕРАТУРА

1. Телига А.И., Сиренко В.Г., Осетров П.А., Колеватов А.П. Маршрутно-навигационная система топопривязки и ориентирования подвижных объектов зенитных ракетных систем и комплексов. Научноёмкие технологии, 2011, № 12, стр. 21-26.
2. Probst U., Deck M., Voigt S. LFK-150: Development of a high-accuracy Marine Inertial Reference System. // Proc. DGON Inertial Sensors and Systems - Symposium Gyro Technology 2017, Karlsruhe, Germany, 19-20 September 2017, pp.P21.1-P21.17.

3. **Курбатов А.М., Курбатов Р.А.** Патент на изобретение RU 2495376 С1. Источник излучения с низким уровнем шумов интенсивности для волоконно-оптического гироскопа / зарег. В Федеральной службе по интеллектуальной собственности РФ 10.10.2013, приоритет от 11.05.2012
4. **Белоусов М.А., Зобачев Д.Ю.** Методика гибкой рабочей конфигурации волоконно-оптических гироскопов для применения в БИНС. Материалы XXXI конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова, 2018, стр. 318-325.
5. **Guattari F., Chouvin S., Moluçon C., Lefèvre A.** Simple Optical Technique to Compensate for Excess RIN in a Fiber-Optic Gyroscope» - *IXBlue France - Karlsruhe 2014*

М.А.Белосов, А.И.Кривошеев (Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company). **Compensate for excess intensity noise of a light source in a Fiber-optic Gyroscope**

Abstract. The paper considers one of the possible ways to improve the fiber-optic gyroscope reading accuracy. A method for compensating the main noise component of fiber-optic gyroscope readings, which limits its capabilities, is proposed. The results of the experiments are presented. It is shown that the proposed method makes it possible to significantly reduce the contribution from light source intensity noise to the fiber-optic gyroscope readings.

УДК 539.184.5

В.В. ЧАЛКОВ А.Н. ШЕВЧЕНКО
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЗАХВАТА И СТАБИЛИЗАЦИИ ЛАЗЕРА ДЕТЕКТИРОВАНИЯ КВАНТОВОГО ДАТЧИКА ВРАЩЕНИЯ

Описана система захвата и стабилизации частоты излучения лазера детектирования квантового датчика вращения и показана принципиальная возможность её настройки по информации канала фотоприёмника детектирования. Представлены результаты экспериментов, подтверждающие возможность выбора неоптимальных значений напряжения по управлению лазером детектирования.

Введение. В настоящее время востребованы системы навигации для высокодинамичных объектов и соответственно повышен интерес к разработке малогабаритных и виброустойчивых датчиков вращения. Одним из перспективных направлений в разработке системы навигации для высокодинамичных объектов является квантовый датчик вращения (КДВ) [1, 2], что связано с принципиальной нечувствительностью к вибрациям, а так же малыми массогабаритными характеристиками. Принцип действия КДВ заключается в возможности определения скорости вращения основания по информации об измеренном значении наблюдаемой ларморовской частоты прецессии применяемого вещества [3, 4]:

$$\Omega = B \cdot \gamma - \omega, \quad (1)$$

где Ω – скорость вращения основания; B – значение индукции магнитного поля; γ – гиромагнитное отношение; ω – наблюдаемая ларморовская частота прецессии.

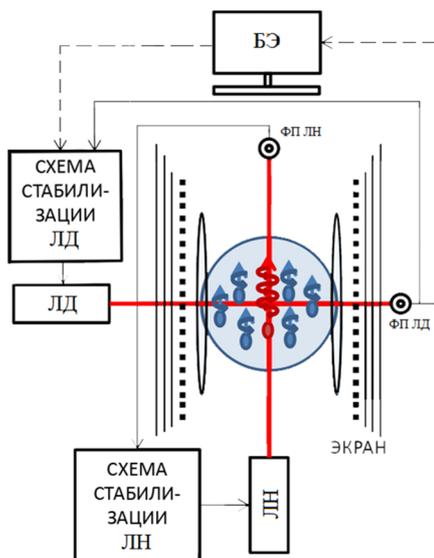


Рис. 1. Схематическое изображение системы захвата стабилизации лазера КДВ;
Где ЛН – лазер накачки, ЛД – лазер детектирования, БЭ – блок электроники, ФП ЛН – фотоприёмник лазера накачки, ФП ЛД – фотоприёмники лазера детектирования

Согласно работе [5], одним из важных критериев для стабильной работы КДВ является критерий минимума коэффициента автоматической регулировки усиления (КАРУ). Этот критерий зависит от ряда параметров систем реализованных в КДВ [6]. В настоящей работе рассмотрена система захвата и стабилизации лазера детектирования производящая удерживание частоты лазерного излучения на требуемом уровне.

Предмет исследования. Предметом исследования является система захвата и стабилизации лазера детектирования КДВ, схематическое изображение которой представлено на рисунке 1. Её принцип работы заключается в следующем: лазерный луч, проходя сквозь ячейку с рабочим веществом, меняет не только свою поляризацию, но и интенсивность, изменение которых детектируется с помощью фотоприёмников находящегося за ячейкой на пути распространения лазерного излучения. Для настройки этой системы производится ручной выбор значения напряжения для лазера детектирования (ЛД), после чего применяется модуляция по

напряжению ЛД, тем самым осуществляется регулирование по производной относительно выбранной точки. Реализация такой системы полагается трудно формализуемой [7] при использовании только данных, полученных непосредственно из сигналов с фотоприёмника ЛД. Упрощения решения этой задачи при использовании информации о КАРУ может вносить дополни-

Научный руководитель: к.т.н., начальник лаборатории Безмен Г.В.

тельные погрешности в работу из-за наличия дополнительных шумов в сигнале автоматической регулировки усиления (АРУ). Целью работы является рассмотрение, исследование и выбор начальных значений для системы стабилизации лазера детектирования КДВ с использованием только данных с фотоприёмника ЛД.

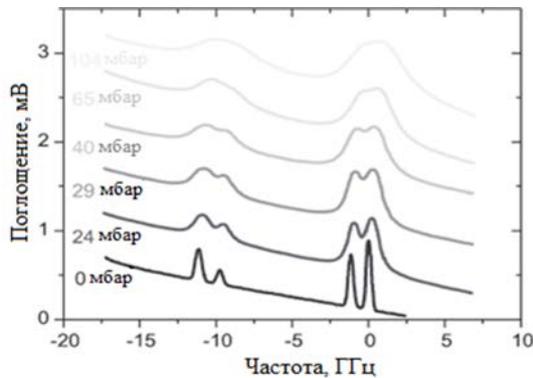


Рис. 2. Линия поглощения цезия в зависимости от давления вещества

Выбор начальных значений напряжения для ЛД. Известно, что линии поглощения цезия, как и других веществ, [8,9] уширяются в зависимости от давления вещества, как показано на рисунке 2. Из этого следует, что при повышении давления четыре ярко выраженных пика на линии поглощения сливаются в два пологих.

Как было указано выше, частоту лазерного излучения стоит выбирать в соответствии с критерием минимума КАРУ. Графики зависимостей КАРУ и поглощения ФП от частоты ЛД (значение напряжения прямо пропорционально частоте) представлены на рисунке 3.

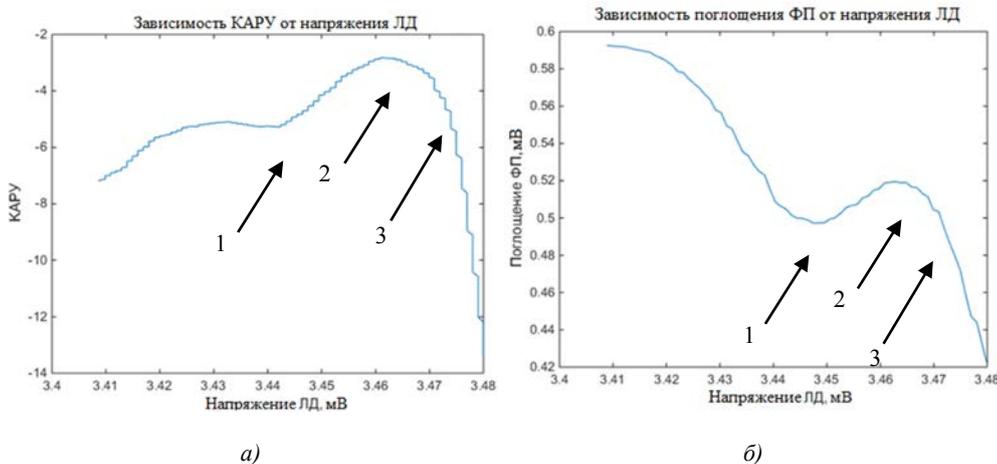


Рис. 3. График а) зависимости КАРУ от напряжения ЛД и б) зависимости поглощения от напряжения ЛД

Проводя анализ графиков, представленных на рисунке 3, для дальнейшего рассмотрения выбраны значения напряжения, показанные цифрами 1, 2 и 3. Значения выбраны, исходя из следующих факторов:

1. Значение напряжения в точке 2 соответствует минимальному по модулю значению КАРУ. Исходя из того, что уровень сигнала меняется во времени, и форма этого участка графика носит параболический характер, регулирование относительно этой точки на основе только сигнала с фотоприёмника является нетривиальной задачей. Для уточнения захвата частоты полагается применять информацию, вырабатываемую блоком электроники, а именно значение КАРУ, что невозможно без существенных изменений в конструкции. Кроме того, это может повлечь рост погрешностей в сигнале управления ЛД из-за наличия в сигнале КАРУ других погрешностей.
2. Участок графика, на котором лежит точка 1, имеет схожую форму с участком, на котором лежит точка 2, но в отличие от него имеет более ярко выраженную форму параболы, что может положительно сказаться на точности работы системы стабилизации.
3. Участок графика, на котором лежит точка 3, имеет форму несимметричной дисперсной кривой, что позволяет эффективнее относительно других рассматриваемых точек реализовать метод стабилизации.

Анализ эксперимента. Для сравнения качества стабилизации ЛД с использованием выбранных начальных значений напряжения была проведена серия экспериментов на неподвижном основании, результат представлен на рисунке 4, где синие графики – это сигналы с датчика без обработки, а оранжевые – сглаженные сигналы.

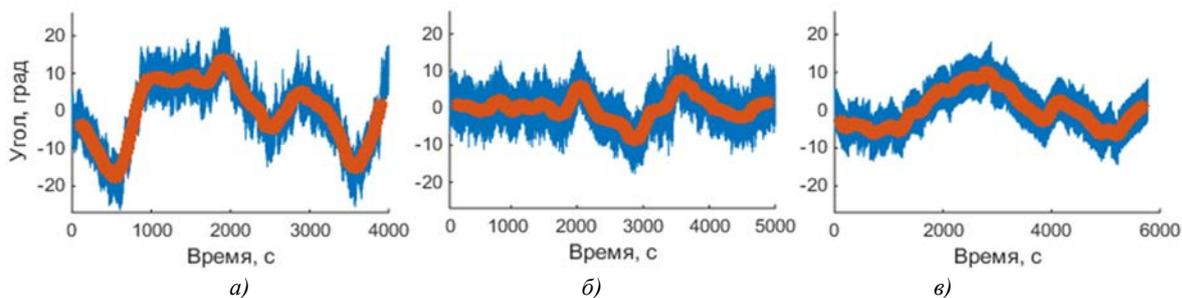


Рис. 4. Результаты экспериментов на неподвижном основании с использованием разных начальных значений напряжения для стабилизации системы ЛД: а) точка 1, б) точка 2, в) точка 3

Проводя анализ графиков, представленных на рисунке 4, можно прийти к выводу, что использование для системы стабилизации начального значения напряжения, соответствующего точке 1, приводит к наибольшим колебаниям значения угла, и на текущий момент наименее интересно. Рассматривая результат эксперимента с использованием напряжения соответствующего точке 2, можно отметить более высокую стабильность по сравнению с точкой 1. Несмотря на то, что выбор значения напряжения, соответствующего точке 3, не является оптимальным по критерию минимума КАРУ, эксперимент с использованием этого значения напряжения позволил получить результат сравнимый с результатом эксперимента с использованием точки 2 за счёт возможности более эффективного управления по производной.

Вывод. В работе приведено описание системы захвата и стабилизации лазера детектирования квантового датчика вращения, а так же показана принципиальная возможность настройки системы только на основе информации канала фотоприёмника детектирования. Представлены результаты экспериментов, подтверждающие возможность выбора неоптимальных значений напряжения по управлению лазером детектирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пешехонов В.Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3-10. DOI 10.17285/0869-7035.0028
2. Бородин П.М, Володичева М.И., Москалев В.В., Морозов А.А. и др.; по ред. Бородина П.М. Ядерный магнитный резонанс. Издательство Ленинградского университета, 1982. 344 с.
3. Лёше А. Ядерная индукция. М.: Издательство иностранной литературы, 1963. 683 с.
4. Ding, M. Development and prospect of quantum sensing technology // Материалы XX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием / Науч. Редактор: д.т.н. проф. О.А. Степанов / Под общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. 443 с.
5. Г. В. Безмен, А. Н. Шевченко, П. Н. Костин, А. Н. Берзейтис, В. С. Безмен, В. И. Петров. Система двухчастотной генерации в схеме датчика угловой скорости // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №1. С. 19-30. DOI 10.17285/0869-7035.0020
6. Чалков В. В. (науч. рук. Шевченко А.Н., Безмен Г.В.) Верификация модели самогенерации квантового датчика вращения, Сборник тезисов докладов конгресса молодых ученых. Электронное издание. – СПб: Университет ИТМО, [2020, электронный ресурс]. - Режим доступа: kmu.itmo.ru/digests/article/3294, своб.
7. Безмен Г.В. Шевченко А.Н. The choice of criteria and methods of quality assessing for the angle sensor based on the effect of nuclear magnetic resonance сборник Мультиконференции для публикации в журнал Journal of Physics: Conference Series 2021г.
8. Вершовский А.К., Литманович Ю.А., Пазгалёв А.С., Пешехонов В.Г. Гироскоп на ядерно-магнитном резонансе: предельные характеристики. //Гироскопия и навигация. Том 26, №1 (100), 2018. С. 55-80.
9. Риле Ф. Стандарты частоты. Принципы и приложения. Физматлит, 2009. 512 с.

V.V. Chalkov (State Research Center Concern CSRI Elektropribor, St. Petersburg), A.N. Shevchenko (State Research Center Concern CSRI Elektropribor, St. Petersburg). **Research of the system of capture and stabilization of the laser detection of the quantum rotation sensor.**

Abstract. A description of the capture and stabilization system for the detection laser of the quantum rotation sensor is given. The fundamental possibility of tuning the capture and stabilization system of the detection laser of the quantum rotation sensor is shown. The results of experiments confirming the possibility of choosing various points for controlling the detection laser power are presented.

УДК 681.51

П.П. УДАЛОВ, Д.Р. ШАТИЛОВ
(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого)

ОЦЕНКА АМПЛИТУДЫ КОЛЕБАНИЙ ПОЛУСФЕРИЧЕСКОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА В СЛУЧАЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ВОЗБУЖДЕНИЯ

Рассматривается построение нелинейной параметрической модели колебаний волнового полусферического гироскопа в случае возбуждения незатухающих колебаний при параметрическом электростатическом возбуждении. Обсуждается влияние нелинейности в электрической силе в оценке амплитуды колебаний волнового полусферического гироскопа.

Введение. Волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) является неотъемлемой частью многих навигационных систем [1]. Принцип работы ВТГ описан в [1, 2]. Основные уравнения и принципы работы описаны в [3]. В настоящей работе приведен подробный анализ электромеханической модели твердотельного гироскопа и показано, что учет нелинейности электрической силы дает возможность оценить амплитуду колебаний ВТГ в областях раскачки колебаний. Актуальность исследования поведения амплитуды колебаний твердотельного гироскопа заключается в том, что размах колебаний систем такого типа ограничен расстоянием между чувствительным элементом и каскадом электродов. При достижении критического значения амплитуды наблюдается паразитный эффект залипания, описанный в [1].

Модель полусферического твердотельного гироскопа. В качестве исследуемого объекта рассмотрим тонкую полусферическую оболочку с закрепленным полюсом (рис. 1).

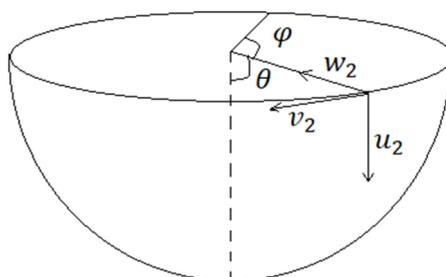


Рис. 1. Схематическое изображение ВТГ

Предположим, что поддерживается частота колебаний, которая соответствует второй собственной изгибной форме колебаний. При этом радиальные w_2 , азимутальные v_2 и полярные u_2 компоненты перемещений имеют соответствующий вид:

$$\begin{aligned} u_2(t, \theta, \varphi) &= U_2(\theta)\{p(t)\cos 2\varphi + q(t)\sin 2\varphi\}, \\ v_2(t, \theta, \varphi) &= V_2(\theta)\{-p(t)\sin 2\varphi + q(t)\cos 2\varphi\}, \\ w_2(t, \theta, \varphi) &= W_2(\theta)\{p(t)\cos 2\varphi + q(t)\sin 2\varphi\}, \end{aligned} \quad (1)$$

$$U_2(\theta) = -\sin\theta \tan^2\left(\frac{\theta}{2}\right), V_2(\theta) = \sin\theta \tan^2\left(\frac{\theta}{2}\right), W_2(\theta) = (2 + \cos\theta) \tan^2\left(\frac{\theta}{2}\right). \quad (2)$$

где $U_2(\theta)$, $V_2(\theta)$, $W_2(\theta)$ – функции Релея, определяющие вторую изгибную форму колебаний неразтяжимой оболочки [4, 5], φ , θ – азимутальный и полярный углы, $p(t)$, $q(t)$ – модальные функции, t – время. Между оболочкой и электродами задается постоянная разность электрических потенциалов, а напряжение возбуждения имеет гармонический вид и меняется с двойной частотой колебаний резонатора. С помощью такого управления в системе наблюдается эффект параметрического резонанса.

Уравнения Лагранжа-Максвелла. Для описания динамики резонатора при параметрическом возбуждении запишем выражение для потенциальной Π_2 и кинетической T_2 энергий системы [1, 5].

$$T_2 = \frac{\pi \rho h R^2}{2} \int_0^{\pi/2} [U_2^2(\theta) + V_2^2(\theta) + W_2^2(\theta)] \sin \theta d\theta \{ \dot{p}^2(t) + \dot{q}^2(t) \}, \quad (3)$$

$$\Pi_2 = \frac{6\pi E h^3}{(1 + \nu)R^2} \int_0^{\pi/2} \frac{\tan^4\left(\frac{\theta}{2}\right)}{\sin^3(\theta)} d\theta \{ p^2(t) + q^2(t) \}, \quad (4)$$

где ρ – плотность оболочки, R – радиус срединной линии оболочки, h – толщина оболочки, E и ν – модуль Юнга и коэффициент Пуассона материала оболочки.

Предположим, что электроды не связаны друг с другом и имеют одинаковое напряжение

$$E_p(t) = E_{p0} + E_{pa} \cos 2\lambda_2 t, \quad (5)$$

где E_{p0} – постоянное напряжение, E_{pa} – пусковое напряжение, λ_2 – вторая изгибная собственная частота колебаний ВТГ [5].

Разложим электрическую энергию Π_c [1] в ряд Тейлора по малому параметру w/d до третьего порядка малости:

$$\Pi_c = \frac{\varepsilon_0 \bar{R}^2}{2d} (E_{p0} + E_{pa} \cos 2\lambda_2 t)^2 \sum_{k=1}^N \int_{\varphi_{1k}}^{\varphi_{2k}} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \left(1 + \frac{w_2}{d} + \frac{w_2^2}{d^2} + \frac{w_2^3}{d^3} \right) \sin \varphi d\varphi d\theta, \quad (6)$$

где ε_0 – диэлектрическая постоянная, d – расстояние между средней линией оболочки и электродами, θ_1, θ_2 – азимутальные размеры электродов, $\varphi_{1k}, \varphi_{2k}$ – полярные размеры k -го электрода, w – расстояние между внешней стороной оболочки и электродами, N – количество электродов.

Подставляя уравнения (3)–(6) в систему уравнений Лагранжа – Максвелла [5], примем в качестве обобщенных координат функции $p(t), q(t)$. Тогда получим нелинейное уравнение динамики ВТГ:

$$\begin{aligned} \ddot{p}(t) + \left(\lambda_2^2 - \frac{E_p^2(t)^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_3}{2d^2 R^2 h \rho I_1} \right) p(t) - \frac{3E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_4}{2R^2 \rho h d^4 I_1} p(t) (p^2(t) + q^2(t)) &= 0, \\ \ddot{q}(t) + \left(\lambda_2^2 - \frac{E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_3}{2d^2 R^2 h \rho I_1} \right) q(t) - \frac{3E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_4}{2R^2 \rho h d^4 I_1} q(t) (p^2(t) + q^2(t)) &= 0, \\ \ddot{p}(t) + \left(\lambda_2^2 - \frac{E_p^2(t)^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_3}{2d^2 R^2 h \rho I_1} \right) p(t) - \frac{3E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_4}{2R^2 \rho h d^4 I_1} p(t) (p^2(t) + q^2(t)) &= 0, \\ \ddot{q}(t) + \left(\lambda_2^2 - \frac{E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_3}{2d^2 R^2 h \rho I_1} \right) q(t) - \frac{3E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_4}{2R^2 \rho h d^4 I_1} q(t) (p^2(t) + q^2(t)) &= 0, \\ \ddot{p}(t) + \left(\lambda_2^2 - \frac{E_p^2(t)^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_3}{2d^2 R^2 h \rho I_1} \right) p(t) - \frac{3E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_4}{2R^2 \rho h d^4 I_1} p(t) (p^2(t) + q^2(t)) &= 0, \\ \ddot{q}(t) + \left(\lambda_2^2 - \frac{E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_3}{2d^2 R^2 h \rho I_1} \right) q(t) - \frac{3E_p^2(t) \varepsilon_0 \bar{R} I_4}{2R^2 \rho h d^4 I_1} q(t) (p^2(t) + q^2(t)) &= 0, \end{aligned} \quad (7)$$

где

$$\lambda_2^2 = \frac{12E h^2}{(1 + \nu) \rho R^4} \frac{I_2}{I_1}, I_1 = \int_0^{\pi/2} [U_2^2(\theta) + V_2^2(\theta) + W_2^2(\theta)] \sin \theta d\theta, I_2 = \int_0^{\pi/2} \frac{\tan^4\left(\frac{\theta}{2}\right)}{\sin^3(\theta)} d\theta, \quad (8)$$

$$I_3 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} (2 + \cos(\theta))^2 \tan^4\left(\frac{\theta}{2}\right) d\theta, I_4 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} (2 + \cos(\theta))^4 \tan^8\left(\frac{\theta}{2}\right) d\theta. \quad (9)$$

Линейная часть уравнений (7) представляет собой уравнение Матье, по которому можно судить о зонах устойчивого и неустойчивого движений ВТГ [6].

Численное решение системы уравнений (7) получено в системе Matlab (рис.2). Расчеты проводились при физических параметрах, при которых достигается попадание в зону раскачки колебаний [6].

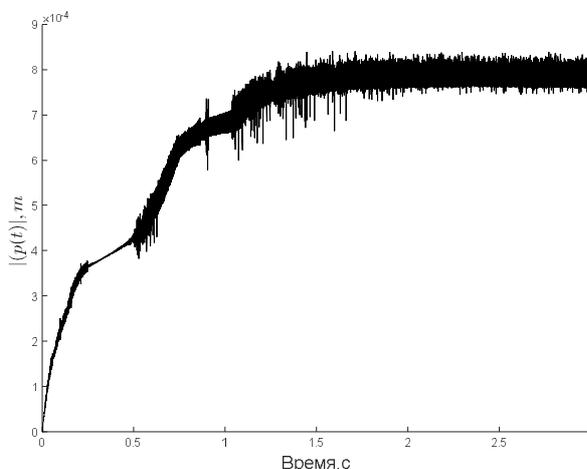


Рис. 2. Зависимость амплитуды колебаний ВТГ от времени в случае численного решения в Matlab ($R=2$ см, $d=0,9$ мм, $h=1$ мм, $E=74$ ГПа, $\mu=0,17$, $\theta_2-\theta_1=0,079$ рад, $E_d=220$ В, $E_0=5$ В)

Заключение. В работе рассмотрена нелинейная модель колебаний полусферической оболочки. Показано, что при учете нелинейных слагаемых в электрической энергии появляется возможность дать оценку для амплитуды колебаний в зоне неустойчивых решений уравнения Матье. Дальнейшие работы будут посвящены аналитическому исследованию амплитуды колебаний ВТГ.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20–01–00537

ЛИТЕРАТУРА

1. Журавлев, В.Ф. Волновой твердотельный гироскоп / В.Ф. Журавлев, Д.М. М.: Наука. 1985. 126 с.
2. Lynch D.D., Vibratory gyro Analysis by the method of averaging // II St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Part II, 1995. – St. Petersburg: ЦНИИ “Электроприбор”. P. 18–26.
3. Zhuravlev V. P. Hemispherical resonator gyro with m data electrodes and n control electrodes //Mechanics of Solids. – 2015. Т. 50. №. 4. С. 375–378.
4. Стрэтт Д. В. Теория звука. Рипол Классик, 2014.
5. Шаталов М., Кетце Ш., Джуберт С. В. Динамика неидеального полусферического волнового твердотельного гироскопа // Гироскопия и навигация. 2010. №. 2. С. 16–28.
6. Найфэ А. Методы возмущений. М.: Мир, 1976. Т. 456.

P.P. Udalov, D.R. Shatilov (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, High School of Mechanics and Control Processes). **Estimation of the amplitude of vibrations of a hemispherical wave solid gyroscope in the case of parametric excitation**

Abstract. The article discusses the construction of a nonlinear parametric model of oscillations of the wave solid gyroscopes with the parametric electrostatic excitation force. The influence of nonlinearity in the electric force in the estimation of the amplitude of the wave solid gyroscope oscillations is described.

УДК 621.398.694.4

М. А. ВЛАСОВА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

А. Н. ШЕВЧЕНКО
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ К КОНСТРУКЦИИ ГАЗОВОЙ ЯЧЕЙКИ ЯДЕРНОГО МАГНИТНОГО ГИРОСКОПА

В работе проводится обоснование требований к конструкции газовой ячейки ядерного магнитного гироскопа с учетом происходящих в ней физических и химических процессов. Рассмотрены преимущества и недостатки миниатюризации газовой ячейки.

Введение. Ядерный магнитный гироскоп (ЯМГ) – это квантовый прибор, принцип которого основан на взаимодействии света и вещества [1-6]. Он может работать в двух режимах: измерение угловой скорости и измерение угла поворота основания.

Чувствительным элементом любого квантового прибора с оптической накачкой атомов щелочного металла является газовая ячейка с рабочим веществом [7, 8]. К такой ячейке предъявляется ряд требований, в частности:

- материал ячейки не должен вступать в реакции с атомами щелочного металла;
- ячейка должна пропускать лазерное излучение накачки и детектирования;
- ячейка должна быть герметичной, термостойкой и немагнитной;
- форма и размеры ячейки должны соответствовать требованиям, предусмотренным в конструкторской документации.

Ячейки заполняются смесью газообразных веществ, в которую входят следующие компоненты: пары щелочного металла, благородный газ, буферный газ, антирелаксационное покрытие. В качестве щелочного металла используется цезий или рубидий. Ячейка должна содержать насыщенный пар рубидия ^{87}Rb при концентрации соответствующей диапазону температур 45-95 °С или цезия ^{133}Cs при концентрации соответствующей диапазону температур 35-80 °С. В качестве благородного газа, как правило, используются изотопы ксенона ^{129}Xe и изотоп ксенона ^{131}Xe . В качестве основного буферного газа применяется азот N_2 , в дополнение поглощающий вторичное излучение газовой смеси, а также может быть использована природная смесь ксенона. Для образования антирелаксационного покрытия в ячейке может содержаться водород или парафин [9-11]. Плотности (концентрации) компонент должны быть подобраны экспериментально в процессе изготовления ячеек.

Таким образом, разработка требований к конструкции газовой ячейки должна сопровождаться не только анализом требований к механическим условиям эксплуатации, но и изучением физических и химических процессов, происходящих в ячейке. Далее будут более подробно рассмотрены и обоснованы наиболее важные требования к конструкции газовой ячейки.

Материал ячейки. Материал для газовых ячеек должен быть достаточно прозрачным для эффективного пропускания света лазеров, а также не должен взаимодействовать с парами щелочного металла. Для создания ячеек ЯМГ обычно используют боросиликатное стекло (B_2O_3) – силикатное стекло, где щелочные компоненты в исходном сырье заменены на оксид бора (от обычного стекла отличается повышенной термической стойкостью и повышенной стойкостью к механическим повреждениям). Важнейшими характеристиками, которыми должен обладать материал изготовления ячейки, являются отсутствие абсорбции и пропускания атомов щелочного металла [12]. Применяемые для наполнения ячейки химические элементы: цезий и рубидий, являются химически активными веществами и могут быть окислены, если в стекле присутствуют какие-либо примеси. Также высокая активность щелочных металлов не позволяет использовать для герметизации ячеек клеи, содержащие органические вещества.

Научный руководитель: к.т.н., начальник лаборатории Безмен Г.В.

Размер ячейки. Для корректной работы ЯМГ необходимо обеспечить однородности магнитного поля в зоне размещения рабочего вещества [13-15]. Физическое ограничение на размер ячейки состоит в том, что одним из главных факторов, влияющих на чувствительность прибора, является однородность магнитного поля по объёму ячейки. Чем больше объём ячейки, тем сложнее удерживать магнитное поле однородным. Ещё одной причинной неоднородности является неравномерная накачка спиновой поляризации щелочного металла, связанная с поглощением излучения накачивающего лазера. Оценка оптимального размера ячейки, который позволяет достичь чувствительности и случайного ухода, соответствующих навигационному классу точности, при удовлетворении требований к однородности поля и накачки спиновой поляризации щелочного металла, приводит к значению $\sim 2 \cdot 10^{-2} \text{ см}^3$.

Форма ячейки. Для того чтобы сделать малогабаритное устройство конструкция не должна предусматривать возможность юстировки элементов. Необходимо, чтобы все элементы были изготовлены с точностью, обеспечивающей после сборки нормальное функционирование оптической схемы: оптические каналы накачки и детектирования должны функционировать корректно. Если ячейка имеет неровные грани, она не может быть жестко закреплена во внешней конструкции, а именно, в оправке. При изготовлении по лабораторной технологии во время сварки стекло деформируется, вследствие чего ячейки становятся невзаимозаменяемыми, так как каждая ячейка имеет свой собственный размер. В связи с этим приходится использовать оправку, которая вытачивается под конкретную ячейку и элементом замены теперь является не только ячейка, а ячейка с оправкой. Если соблюдены требования к точности изготовления ячейки, то можно уменьшить внешние габариты оправки, а также упростить подводить к ячейке нагревательных элементов, так как размер ячейки можно учесть на начальном этапе и расположить нагреватели в нужных местах.

Увеличение объёма ячейки позволяет уменьшить скорость релаксации ядерной намагниченности, которая связана со столкновениями атомов со стенками ячейки, где существует градиент электрического поля. Это особенно актуально для изотопа ^{131}Xe , который в отличие от изотопа ^{129}Xe обладает квадрупольным моментом [16]. Негативный эффект от квадрупольного момента может быть устранен при использовании ячеек с симметричным внутренним объемом (куб, сфера или цилиндр с диаметром, равным его длине).

Оптические свойства ячейки. Для миниатюрных ячеек с характерным размером (диаметром или длиной ребра) менее 10 мм предпочтительна кубическая форма ячейки, так как миниатюрная сферическая ячейка вносит недопустимые оптические искажения. Ячейки сферической формы с диаметром более 15 мм не вносят ощутимых оптических искажений [17, 18].

Наиболее популярной технологией изготовления кубических малогабаритных ячеек является технология плавки и лазерной пайки стекла, в то время как сферические ячейки изготавливают по стеклодувной технологии. При производстве малогабаритных кубических ячеек существуют трудности, связанные с созданием плоских граней и выдерживанием заданной геометрии, а также с закруглением граней при плавке стекла.

Заключение. Проведен анализ факторов, определяющих требования к конструкции газовой ячейки ЯМГ. Рассмотрены требования к материалам деталей ячейки и к методам их соединения. Особое внимание уделено выбору форм и размеров ячейки. Уменьшение размеров газовых ячеек до единиц миллиметров и, как следствие, уменьшение размеров физического блока имеет как преимущества, так и недостатки. К преимуществам относятся снижение потребляемой мощности, возможность массового производства и его удешевление. Серьезными же недостатками являются уменьшение эффективного поглощения лазерного излучения атомами щелочных металлов вследствие уменьшения оптической толщины, а также неизбежное ухудшение кратковременной стабильности ЯМГ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пешехонов В. Г. Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем // Гироскопия и навигация. 2011. №1 (72). С. 3–16.
2. Пешехонов В. Г. Перспективы гироскопии // XIII всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2019: Труды [Электронный ресурс]. 2019. С. 17–20.

3. **Пешехонов В. Г.** Эволюция гироскопов // Навигация и управление движением. Материалы XX конференции молодых ученых с международным участием. 2018. С. 16–20.
4. **Вершовский А. К. и др.** Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №. 1. С. 100.
5. **Вершовский А. К., Шевченко А. Н.** Ядерный магнитный гироскоп: принцип действия, история, перспективы // Навигация и управление движением. 2015. С. 19–28.
6. **Безмен Г. В. и др.** Система двухчастотной генерации в схеме датчика угловой скорости // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. №. 1. С. 19–30.
7. **Шевченко А. Н., Захарова Е. А.** Исследование зависимости качества резонанса от распределения цезия в ячейке квантового датчика вращения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2019. Т. 19. №. 4.
8. **Шевченко А. Н., Кузьмин А. Г., Титов Ю. А.** Масс-спектрометрическое измерение состава газовых смесей в ячейках квантового датчика вращения // Научное приборостроение. 2018. Т. 28. №. 2.
9. **Балабас М. В.** Исследование зависимости времени продольной релаксации поляризации основного состояния атомов цезия в кювете с антирелаксационным покрытием стенок от температуры покрытия // Журнал технической физики. 2010. Т. 80. №. 9. С. 91–96.
10. **Балабас М. В., Третьяк О. Ю.** Сравнительное исследование парощелочных кювет с алкановым, алкеновым и наонадецилбензеновым антирелаксационным покрытием стенок // Квантовая электроника. 2013. Т. 43. №. 12. С. 1175–1178.
11. **Баранов А. А.** Ориентационные световые сдвиги частоты СВЧ радиооптического резонанса в парах щелочных металлов с селективной оптической накачкой : дис. С.-Петербург. гос. электротехн. ун-т (ЛЭТИ), 2016.
12. **Балабас М. В., Третьяк О. Ю.** Исследование температурной зависимости кинетики необратимого ухода атомов цезия из паровой фазы в антирелаксационное покрытие // Журнал технической физики. 2012. Т. 82. №. 9. С. 75–82.
13. **Попов Е. Н. и др.** Характер сигнала оптической схемы квантового датчика вращения на основе ядерного магнитного резонанса // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №. 1. С. 100.
14. **Чалков В. В., Шевченко А. Н., Безмен Г. В.** Определение параметров магнитного экрана квантового датчика вращения на основе анализа формы параметрического резонанса цезия // Альманах научных работ молодых ученых Университета ИТМО. 2019. С. 157–160.
15. **Чалков В. В., Шевченко А. Н.** Исследование остаточной намагниченности магнитного экрана квантового датчика вращения по сигналам параметрического резонанса цезия // Навигация и управление движением. 2019. С. 175–177.
16. **Уокер Т. Д., Ларсен М. С.** ЯМР-гироскопы со спин-обменной накачкой // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №. 1. С. 28–54.
17. **Губин В. П., Отрохов С. Ю.** Влияние газовой линзы на форму узкого резонанса в ячейке и интерферометре // Квантовая электроника. 1989. Т. 16. №. 12. С. 2573–2580.
18. **Акульшин А. М. и др.** Селективное отражение от границы стекло-газ при больших углах падения света // Квантовая электроника. 1989. Т. 16. №. 3. С. 631–637.

М.А.Vlasova (ITMO University, St. Petersburg), **A.N.Shevchenko** (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg).
Development of requirements for the design of the gas cell of a nuclear magnetic gyroscope

Abstract. The paper substantiates the requirements for the design of the gas cell of a nuclear magnetic gyroscope, taking into account the physical and chemical processes occurring in it. The advantages and disadvantages of gas cell miniaturization are considered.

УДК 681.787

Т.М. АХМАДИЕВ, Е.В. ШАЛЫМОВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)**ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ РТ-СИММЕТРИИ И ЕЕ НАРУШЕНИЯ
В ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ**

Приводится анализ опубликованных на сегодняшний день применений систем характеризующихся РТ (parity-time) симметрией или ее нарушением в инерциальных сенсорах на базе кольцевых резонаторов. Рассмотрен новый способ измерения угловой скорости, основанный на применении РТ-симметричной системы волноводов и кольцевого резонатора.

Введение. РТ (Parity-time) – симметричные, то есть симметричные (обладающие четностью) относительно координат времени и пространства, и нарушающие РТ-симметрию системы - малоизученный класс неэрмитовых систем, обладающих уникальными свойствами. Число исследований по этой тематике растет, в частности, в декабре 2017 и январе 2018 были опубликованы обзоры, посвященные неэрмитовой оптике и перспективе ее развития как в фундаментальных, так и в прикладных исследованиях [1, 2]. Эти обзоры однозначно указывают на новый тренд в оптической сенсорике. В связи с этим, в настоящей работе был проведен анализ уже анонсированных и новых применений систем, характеризующихся РТ-симметрией или ее нарушением, в инерциальных сенсорах на базе кольцевых резонаторов.

Измерение угловой скорости с использованием систем, характеризующихся РТ-симметрией или ее нарушением. Одним из наиболее очевидных применений является использование системы, представляющей собой два РТ-симметричных резонатора с одинаковыми радиусами R и коэффициентом связи между резонаторов k (рис. 1) [3]. При этом считается, что эти два кольцевых резонатора полностью идентичны, за исключением того, что один из резонаторов характеризуется потерями g_2 , а другой – усилением g_1 . К одному из резонаторов подключается вспомогательный волновод, через который свет направляется на фотодиод. По сигналу с вспомогательного волновода определяют частоту биения системы. Такая схема при отсутствии вращения будет поддерживать две различные моды. Однако,

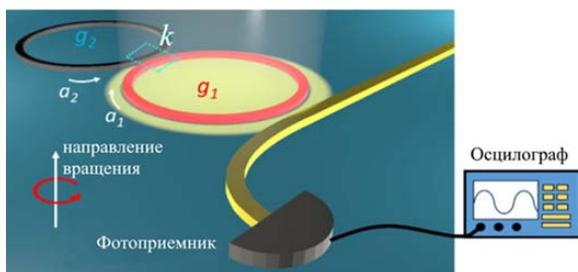


Рис. 1. Схема системы РТ-симметричного однонаправленного лазерного гироскопа.

ко, в окрестности $2k = |g_1 - g_2|$ собственные моды вырождаются, а их частоты сливаются. Этот тип вырождения означает начало фазового перехода (переход от РТ-симметричной к несимметричной системе). Положение в пространстве параметров, в котором происходит это вырождение – исключительная точка (особая точка). Но, в результате эффекта Саньяка, при вращении системы это вырождение снимается и разность частот собственных мод нелинейно зависит от угловой скорости:

$$\Delta\omega_{PT} \cong 2\sqrt{|0,5\Delta\omega_s k|}, \quad (1)$$

где $\Delta\omega_{PT}$ – разность частот мод системы (частота биений на фотодиоде), $\Delta\omega_s$ – расщепление частот одного изолированного резонатора, вызванное эффектом Саньяка. Это теоретически означает, что подобные гироскопы могут быть точнее классических лазерных гироскопов в области малых угловых скоростей. Также теоретически в таких гироскопах можно избежать зоны захвата [3, 4].

Существуют и другие РТ-симметричные системы, реагирующие на изменение угловой скорости аналогичным образом. Например, кольцевой резонатор, образованный чередующимися

идентичными, за исключением мнимой части показателя преломления (т.е. у нечетных – потери, у четных – усиление), участками волновода [5].

Недостатками подобных систем являются нелинейность выходной характеристики, пониженная чувствительность к высоким угловым скоростям. Из-за взаимности эффекта одна из мод может исчезать (конкуренция мод), а также невозможно определить направление вращения. Помимо этого, смещение от особой точки ведет к снижению чувствительности, возможны незатухающие колебания Раби, приводящие к дополнительной ошибке. Кроме того, даже малые колебания температур связанных резонаторов (порядка сотых долей градуса) приводят к паразитному расщеплению собственных частот. Эти недостатки нивелируют описанные ранее преимущества.

Новый способ измерения угловой скорости. Его суть заключается во введении РТ-симметричного элемента, представляющего собой два одинаковых (за исключением коэффициента усиления) оптически связанных параллельных волновода, в состав обычного резонаторного гироскопа. Система из двух оптически связанных волноводов 1 и 2, отличающихся друг от друга только уровнем потерь и усиления (1 характеризуется коэффициентом усиления g_1 , 2 – коэффициентом потерь g_2) является РТ-симметричной при $k_{эф} > g_1$ и g_2 , где $k_{эф}$ – эффективный коэффициент связи волнопроводов. При $k_{эф} < g_1$ или g_2 РТ-симметрия нарушается [6]. В случае работы в режиме нарушенной РТ-симметрии, сигнал, проходящий через систему, будет непрерывно усиливаться вплоть до порога усиления. Это позволяет с высокой точностью отследить особую точку системы.

Теперь предположим, что соотношение коэффициента связи, потерь и усиления системы из двух волнопроводов такое, что она является РТ-симметричной. Подключим к описанной системе со стороны волновода с потерями пассивный кольцевой резонатор (ПКР). Коэффициент пропускания волновода с подключенным к нему ПКР T имеет провалы на его собственных частотах (рис. 2). Таким образом, подключение резонатора к системе с РТ-симметрией приведет к дополнительному увеличению коэффициента потерь волновода 2 на величину $g_{2рез}$, которая будет зависеть от частоты света f . В результате при приближении к собственным частотам ПКР

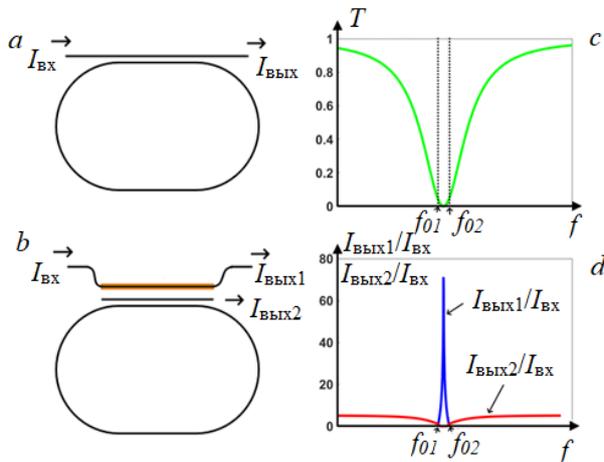


Рис. 2. а. ПКР, подключенный к вспомогательному волноводу. б. ПКР, подключенный к системе из связанных волнопроводов (снизу). в. Выходная характеристика ПКР с волноводом. д. Выходные характеристики ПКР с системой из связанных волнопроводов.

потери будут возрастать и при достижении ими определенной величины $g_2 + g_{2рез} = k_{эф}$ нарушится РТ-симметрия. Так как прохождение особой точки можно зафиксировать с высокой точностью (характеризуется резким изменением выходного сигнала), то это позволяет также повысить точность определения собственной частоты ПКР.

В оптических резонаторных гироскопах угловая скорость определяется по вызванному эффектом Саньяка смещению собственных частот ПКР. Таким образом, применение описанного приема в оптических резонаторных гироскопах позволяет повысить точность регистрации собственных частот ПКР, а значит повысить и точность определения угловой скорости.

Преимуществами данной схемы перед рассмотренными ранее являются простота изготовления и низкая чувствительность к нестабильности параметров РТ-симметричного элемента (коэффициента усиления, потерь), так как значения собственных частот ПКР от них не зависят. За исключением введения РТ-симметричного элемента, повышающего точность определения собственных частот ПКР, способ измерения угловой скорости не отличается от используемого в оптическом резонаторном гироскопе [7]. Таким образом, гироскоп, реализующий описанную идею, будет обладать линейной выходной характеристикой и чувствительностью к направлению вращения.

Заключение. Обзорно рассмотрены применения систем, характеризующихся РТ-симметрией или ее нарушением, в инерциальных сенсорах на базе кольцевых резонаторов. Проанализированы присущие им преимущества и недостатки. Предложен новый способ измерения угловой скорости, предполагающий введение РТ-симметричного элемента в состав обычного оптического резонаторного гироскопа. Он позволяет повысить точность определения угловой скорости за счет повышения точности регистрации собственных частот резонатора.

ЛИТЕРАТУРА

1. **L. Feng, R. El-Ganainy, L. Ge.** Non-Hermitian photonics based on parity–time symmetry. *Nature Photonics* 2017 №11. P. 752–762.
2. **H. Zhao, L. Feng.** Special Topic: Metamaterials Parity–time symmetric photonics. *National Science Review* 2018 №5. P. 183-199.
3. **J. Ren, H. Hodaie, G. Harari** and others. Ultrasensitive micro-scale parity-time-symmetric ring laser gyroscope. *Optics Letters* 2017 Vol. 42 №8. P 1556-1559.
4. **J. Ren, G. Harari, A. U. Hassan** and others. PT-Symmetric Microring Laser Gyroscope. *Conference on Lasers and Electro-Optics OSA Technical Digest (Optical Society of America, 2018)*, paper FM4E.5.
5. **Satoshi Sunada.** Large Sagnac frequency splitting in a ring resonator operating at an exceptional point. *Phys. Rev.* 2017 A 96, 033842.
6. **Liang Feng, Ramy El-Ganainy, Li Ge.** Non-Hermitian photonics based on parity–time symmetry. *Nature Photonics* 2017 Vol. 11 №12. P. 752-762.
7. **V.Yu. Venediktov, Yu.V. Filatov, E.V. Shalymov.** Passive ring resonator micro-optical gyroscopes. *Quantum Electronics* 2016 Vol. 46 № 5. P. 437-446.

T.M. Akhmadiev, E.V. Shalymov (St.-Petersburg State Electrotechnical University “LETI”, St.-Petersburg). **Prospects for application of PT-symmetry and it's breaking in optical gyroscopes.**

Abstract. An analysis of the currently published ways of using systems characterized by PT symmetry or its breaking in inertial sensors based on ring resonators is presented. A new method for measuring angular velocity based on the use of a PT-symmetric waveguide system and a ring resonator is also considered.

УДК 534.27

Я. ДУРУКАН

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА ОБЪЕМНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛНАХ

Представлена конструкция чувствительного элемента датчика угловой скорости на объемных акустических волнах, ось чувствительности которого ортогональна направлению распространения волны. Описан измерительный стенд, позволяющий провести экспериментальные исследования работы чувствительного элемента. Приведены результаты выполненного эксперимента.

Введение. Разработка чувствительных элементов (ЧЭ) датчиков угловой скорости (ДУС) на объемных акустических волнах проводится на кафедре Электроакустики и ультразвуковой техники СПбГЭТУ «ЛЭТИ» [1-8]. По имеющимся у авторов сведениям, подобными разработками занимаются только в СПбГЭТУ «ЛЭТИ». Актуальность проводимых исследований обусловлена тем, что ЧЭ таких датчиков будут обладать устойчивостью к ударам и перегрузкам. Последнее объясняется отсутствием в конструкции ЧЭ инерционной массы и упругого подвеса. Кроме того, проектируемые ЧЭ ДУС будут иметь широкий динамический диапазон измеряемой величины, ограниченный, с одной стороны, шумами акустических волн, а с другой – механической прочностью конструкций. Отмеченные достоинства делают применение объемных акустических волн перспективными для высоко динамичных объектов.

Предлагаемый доклад посвящен экспериментальному исследованию работы ЧЭ ДУС на объемных акустических волнах, ось чувствительности которого ортогональна направлению распространения акустической волны.

Описание макета ЧЭ. В работах коллектива авторов описаны теоретические основы функционирования и конструкция ЧЭ [7-9]. На рисунке 1 представлена схема ЧЭ и измерительного стенда. ЧЭ состоит из твердотельного звукопровода 1, выполненного из плавленного кварца в форме цилиндра, и пластинчатых преобразователей 2 и 3, выполненных из пьезокерамики ЦТС-19. Преобразователи размещаются на противоположных плоскопараллельных торцах. Параметры преобразователей представлены в таблице 1.

Таблица 1

Параметры преобразователей

Наименование параметра	Излучающий преобразователь	Приёмный преобразователь
Тип поляризации	Сдвиговой	Продольный
Материал	ЦТС-19	ЦТС-19
Форма	Круглая	Круглая
Диаметр, мм	20	35
Толщина, мм	1,76	3,7
Резонансная частота, МГц	0,5	0,5

На звукопровод по образующей нанесены насечки 4, которые в совокупности с фаской 5 снижают уровень переотражённых сигналов. Звукопровод был выполнен из плавленного кварца, длиной 70 мм, а в качестве материала контактного слоя использовался салол.

Описание измерительного стенда. Измерительный стенд построен на основе одноосного автоматизированного поворотного стенда СОА15.5 [10], который обозначен рисунке 1 выноской 6. Съём информативного сигнала обеспечивался через разъем 7 типа DB 9.

Генератор радиоимпульсов АК ИП 3402 возбуждает гармонические колебания амплитудой 4 В на частоте 0,5 МГц, которые затем подаются на оригинальный усилитель мощности, имеющий свой специально разработанный блок питания. Усиленные до амплитуды 200 В колебания подаются на стенд СОА-15.5, на котором размещен макет ЧЭ ДУС.

Научный руководитель: к.т.н., доцент Шевелько М.М.

Измерительный стенд управляется при помощи персонального компьютера через блок управления соответствующим программным обеспечением. Информативный сигнал снимается при помощи встроенного разъема и разработанной системы съема сигнала с макета ЧЭ. Принятый сигнал подается на осциллограф LeCroy Wave Surfer 24 Xs.

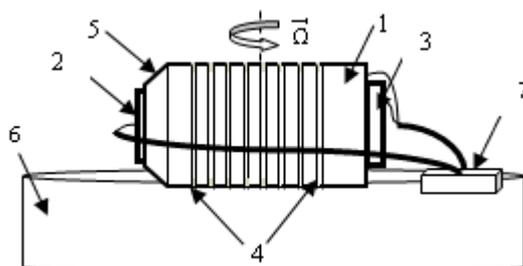


Рис. 1. Измерительный стенд

Результаты проведения экспериментальных исследований. Результаты зависимости выходного напряжения $U_{\text{вых}}$ от угловой скорости вращения Ω , рассчитанные теоретически (кривая 1) и полученные при проведении эксперимента (кривая 2), представлены на рисунке 2.

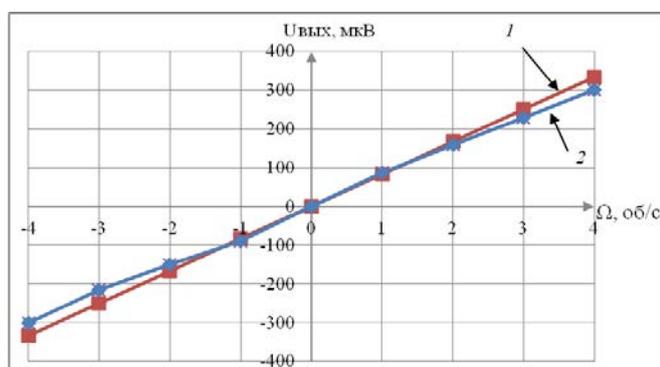


Рис.2. Зависимость выходного напряжения от угловой скорости вращения

Как видно из рисунка 2, полученные значения выходного напряжения при проведении эксперимента совпадают с расчетными значениями в пределах погрешности проводимых измерений. Стоит отметить, что разработанный макет ЧЭ имеет большие габариты, что не позволяет использовать его в изделиях, где критичны требования к размерам измерительной аппаратуры. Уменьшение габаритов макета ЧЭ не представляется возможным, поскольку повлечет за собой увеличение рабочей частоты ультразвука, что негативно скажется на уровне информативного сигнала [9]. В связи с этим, применение такого способа измерения угловой скорости, возможно не в качестве ЧЭ ДУС, а непосредственно при размещении преобразователей на конструктивных деталях объекта [11].

Заключение. В настоящей работе представлена конструкция ЧЭ ДУС на объемных акустических волнах, ось чувствительности которого ортогональна направлению распространения волны. Описан измерительный стенд, которая позволила провести экспериментальные исследования работы ЧЭ. Представлены результаты выполненного эксперимента. В дальнейшем планируются исследование способа измерения угловой скорости при размещении преобразователей непосредственно на конструктивных деталях объекта, что позволит уменьшить габариты.

ЛИТЕРАТУРА

1. Грибкова Е.С., Перегудов А.Н., Шевелько М.М. Особенности распространения объемных акустических волн во вращающихся твердых средах. Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2009. №1. С. 53–58.
2. Грибкова Е.С., Перегудов А.Н., Шевелько М.М. О возможности создания датчиков угловой скорости на базе акустических волн. Труды ЦНИИ им.акад. А. Н. Крылова, 2010. №52. С. 193–202.

3. Дурукан Я., Лутовинов А.И., Перегудов А.Н., Шевелько М.М. К вопросу о характеристиках волн, распространяющихся во вращающейся среде. Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. №8. С. 57-61.
4. Дурукан Я., Лутовинов А.И., Перегудов А.Н., Шевелько М.М. О возможности построения датчиков вращательного движения на объемных акустических волнах. Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2015. №10. С. 69-73.
5. E.Gribkova, A. Peregudov, M. Shevelko. Theoretical and Experimental Researches of Bulk Acoustic Wave's Availability in Angular Motion Sensors. Proceedings of the IEEE Russia.2011№.1. pp. 69-72
6. E. Gribkova ; A. Kukaev ; D. Lukyanov ; A. Lutovinov ; A. Peregudov. Solid-state motion sensors on acoustic waves. Theory and experiment. 2014 Symposium on Piezoelectricity, Acoustic Waves, and Device Applications, St. Petersburg, 2014, pp. 69-71.
7. Дурукан Я., Рыбина М.А., Шевелько М.М. Состояние и перспективы разработки чувствительных элементов на объемных акустических волнах для датчиков угловой скорости. Сборник материалов XVIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». С. 169--171.
8. Дурукан Я., Перегудов А.Н., Шевелько М.М., Перегудов. Эффекты объемных акустических волн, распространяющихся ортогонально оси вращения среды. Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2020. №2. С. 17-26.
9. Durukan Y., Shevelko M., Peregudov A., Popkova S., Shevchenko S. The Effect of a Rotating Medium on Bulk Acoustic Wave Polarization: From Theoretical Considerations to Perspective Angular Motion Sensor Design. Sensors, 2020, 20(9), 2487 DOI : doi:10.3390/s20092487
10. ООО «Инертех». URL:<http://inertech-ltd.com/%d1%81%d0%be%d0%b0-15-5/>(дата обращения 22.01.2021).
11. Пат. 2714530 Российская федерация Ультразвуковой способ измерения угловой скорости/ Дурукан Я., Перегудов А.Н., Шевелько М.М.; заявитель и патентообладатель Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И.Ульянова (Ленина). № 20019111321; заявл. 15.04.2019; 18.02.2020 Бюл. № 5

Y. Durukan, M. M. Shevelko (State Electrotechnical University «LETI», Saint Petersburg) Experimental study of a sensitive element of angular velocity sensor on bulk acoustic waves

Abstract. The design of the sensitive element of the angular velocity sensor based on bulk acoustic waves, the sensitivity axis of which is orthogonal to the direction of wave propagation, is presented. A measuring stand that allows conducting experimental studies of the operation of a sensitive element is described. The results of the performed experiment are presented.

УДК 621.375.826:681.2.084

А. А. АВИБЕВ

(ООО «НПК «Электрооптика», Москва)

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРОПОДСТАВКИ В ЛАЗЕРНОМ ГИРОСКОПЕ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ РЕАЛЬНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

В работе исследуется оптико-электронная система, измеряющая параметры колебаний виброподставки в лазерном гироскопе для их последующей компенсации. Рассмотрены динамическая модель системы, модель её оптического канала и алгоритм обработки сигналов. С их использованием проведено моделирование процесса функционирования измерительной системы в условиях реальных динамических возмущений.

Введение. Наибольшее распространение среди лазерных гироскопов (ЛГ) получили приборы с механической виброподставкой [1–3]. В режиме виброподставки чувствительный элемент (ЧЭ), в роли которого выступает кольцевой лазер, совершает относительные крутильные колебания, что вносит дополнительную составляющую в выходной сигнал ЛГ. Точностные характеристики гироскопа существенно зависят от качества её компенсации [4]. В работе [5] для определения параметров относительных колебаний ЧЭ предложено использовать оптико-электронную измерительную систему (ОЭИС), потенциально свободную от недостатков известных систем и способов компенсации [6–12]. Настоящая работа посвящена исследованию функционирования ОЭИС в условиях реальных возмущений, возникающих на подвижных объектах, с использованием математических моделей измерительной системы и алгоритма обработки её сигналов.

ОЭИС. При воздействии внешних и внутренних динамических факторов параметры конструкции измерительной системы могут изменяться. Для исследования работы ОЭИС в условиях возмущений рассматриваются динамическая модель движения её элементов, модель оптического канала системы, а также алгоритм обработки её выходных сигналов. Первая модель позволяет определять изменение взаимного расположения элементов конструкции ОЭИС при различных видах и уровнях динамических возмущений. Вторая модель, в свою очередь, позволяет получать выходные сигналы системы с учётом этого расположения. Алгоритм обработки сигналов ОЭИС преобразует полученные сигналы в параметры относительных колебаний ЧЭ. Исследование проводилось путём моделирования с использованием записи параметров движения реального объекта.

Принцип действия и элементы ОЭИС. Измерительная система состоит из транспаранта, оптико-электронного модуля и электронного блока обработки сигналов. Принцип действия системы основан на регистрации лазерного излучения, отражённого от участков транспаранта с микрометками. Миниатюрный транспарант жёстко закрепляется на моноблоке ЧЭ, который при работе вибропривода совершает угловые рабочие колебания относительно основания ЛГ. Оптико-электронный модуль устанавливается на основании гироскопа и формирует лазерное излучение, которое проецируется на транспарант в виде трёх световых пятен (центрального и двух дополнительных). При движении ЧЭ это излучение модулируется микрометками, отражается от транспаранта и регистрируется фотоприёмником оптико-электронного модуля. Дальнейшая обработка и преобразование сигналов осуществляется в электронном блоке устройства.

Центральное световое пятно служит для формирования сигналов в системе автоматической фокусировки излучения на поверхность транспаранта. Подстройка осуществляется за счет актюатора, перемещающего объектив внутри оптико-электронного модуля. Дополнительные световые пятна расположены с различным сдвигом по отношению к микрометкам транспаранта и позволяют сформировать два выходных синусно-косинусных квадратурных сигнала. Значение фазы квадратурных сигналов несёт информацию о величине и направлении перемещения ЧЭ с транспарантом, что и позволяет определять параметры относительных колебаний ЧЭ.

Динамическая модель ОЭИС. В модели рассматривается только движение объектива и ЧЭ с закреплённым на нём транспарантом, поскольку все остальные элементы ОЭИС юстируются и устанавливаются на основании ЛГ жёстко.

Объектив и ЧЭ представляют собой твёрдые тела, имеющие по шесть степеней свободы. Движение этих тел складывается из движения их центров масс и вращения вокруг них. Актуатор перемещения объектива вместе с самим объективом, а также ЧЭ с виброприводом образуют колебательные системы.

Математическая модель построена с использованием теоремы о движении центра масс совокупности материальных точек и динамических уравнений Эйлера [13,14]. В модели учитываются: силы и моменты упругости, действующие со стороны крепления подвижных элементов; силы и моменты вязкого демпфирования; активные силы и моменты, связанные с управляющими сигналами; а также сила тяжести. На вход модели подаются ускорение, сообщаемое основанию гироскопа, угловая скорость вращения ЛГ и его угловое ускорение. Модель позволяет определять взаимное расположение элементов ОЭИС при различных условиях функционирования.

Модель оптического канала ОЭИС. В модели рассматривается распространение лазерного излучения через передающий и приёмный каналы измерительной системы, а также отражение этого излучения от транспаранта с микрометками. При этом выполняется расчёт параметров лазерного пучка и волновых фронтов, трассировка лучей, а также расчёт дифракционных картин [15-17]. В работе использованы элементы методики расчёта полей в оптических системах чтения и записи информации на цифровых оптических дисках [18].

Математическая модель позволяет рассчитать амплитуду оптического поля на фотоприёмнике оптико-электронного модуля с учётом конкретного расположения элементов системы, аберраций и явления дифракции. По полученному распределению формируются выходные квадратурные сигналы ОЭИС и анализируются их параметры.

Алгоритм обработки сигналов ОЭИС. Рассматриваемый алгоритм содержит стадии грубого определения параметров квадратурных сигналов (амплитуды и смещения), сглаживания, корректировки амплитуд и смещений, а также выделения их фазы. На первой стадии выполняется оценка максимальных и минимальных значений квадратурных сигналов на небольшом промежутке времени, по которым грубо вычисляются параметры амплитуды и смещения. Сглаживание производится с помощью низкочастотного фильтра. Корректировка амплитуд и смещений выполняется за счёт применения алгоритма градиентного спуска, в котором минимизируется функционал, составленный по основному тригонометрическому тождеству. Выделение фазы квадратурных сигналов осуществляется с помощью следящего цифрового контура [19]. Значение и скорость изменения этой фазы позволяют перейти к параметрам рабочих колебаний ЧЭ и, в первую очередь, к углу поворота ЧЭ относительно основания гироскопа.

Результаты моделирования. Моделирование работы ОЭИС было проведено путём последовательного применения рассмотренных моделей и показало, что погрешность измерения системой относительного угла поворота ЧЭ при отсутствии воздействия внешних возмущающих факторов находится в пределах $\pm 0,05$ угл. сек. Такая погрешность обусловлена технологическим несовершенством используемого транспаранта.

Для учёта внешних воздействий была использована запись параметров движения реального объекта, соответствующая участку выполнения манёвров. Линейное ускорение основания ЛГ при этом достигало величины 2,5 g, а его угловая скорость – 60 град/с. Эти воздействия подавались на вход динамической модели ОЭИС.

Исследование показало, что решающее влияние на погрешность измерительной системы оказывает паразитное движение ЧЭ вместе с транспарантом. При указанных возмущениях погрешность измерительной системы возросла и оказалась в пределах ± 1 угл. сек. Для её снижения предложено применять две ОЭИС, расположенных диаметрально по отношению к оси вращения ЧЭ. Сложение показаний пары измерительных систем позволяет скомпенсировать возросшую погрешность и вернуть её значение обратно в диапазон $\pm 0,05$ угл. сек.

Заключение. В работе проведено моделирование оптико-электронной системы, предназначенной для измерения параметров колебаний виброподставки в лазерном гироскопе. Рассмотрены динамическая модель измерительной системы, модель оптического канала и алгоритм обработки её выходных сигналов. С помощью этих моделей проанализирована работа системы в условиях воздействия реальных динамических возмущений. Моделирование показало, что наибольшее влияние на погрешность измерительной системы оказывает паразитное движение ЧЭ. Измерение относительного положения этого элемента при таком движении выполняется с погрешностью в пределах ± 1 угл. сек. Погрешность может быть скомпенсирована за счёт использования двух оптико-электронных систем. Суммарная погрешность пары измерительных систем находится в диапазоне $\pm 0,05$ угл. сек. и обусловлена технологическим несовершенством используемых транспарантов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Aronowitz F.** Fundamentals of the ring laser gyro. Optical Gyros and their Application. RTO-AG-339. 1999. P. 3-1-3-45.
2. **Лукьянов Д.П. и др.** 50 лет лазерному гироскопу // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: материалы конф. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 7–21.
3. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация, 2020. Т. 28, № 2 (109). С. 3–10.
4. **Лукьянов Д.П., Распопов В.Я., Филатов Ю.В.** Основы теории гироскопов. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. 316 с.
5. **Авиев А.А.** Оптико-электронная система для измерения параметров колебаний виброподставки в кольцевом лазерном гироскопе // Известия ТулГУ. Технические науки, 2016. № 6. С. 14–25.
6. **Gamertsfelder G., Ljung B.** Ring laser gyroscope with compensation. Patent No.: US 4411527. 1983.
7. **Ansheng C., Jianli L., Zhongyi C.** Dither signal removal of ring laser gyro POS based on combined digital filter. Proc. 8th IEEE international symposium on instrumentation and control technology (ISICT). London. 2012. P. 178–182.
8. **Чиркин М.В., Мишин В.Ю., Морозов Д.А. и др.** Фильтрация выходных сигналов триады лазерных гироскопов // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: материалы конф. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 327–329.
9. **Regimanu V., Das K., Rao K.** Development of multistage digital filters for dither signal removal in ring laser gyro. Frequenz. 2019. Vol. 73. P. 123–130.
10. **Региману В., Дас К.Ч., Рао К.С. и др.** Фильтрация вибросигнала лазерного гироскопа с использованием вейвлет-преобразования // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27, № 3 (106). С. 71–86.
11. **Banerjee K., B. Dam, K. Majumdar et al** An improved dither-stripping scheme for strapdown ring laser gyroscopes /. Proc. 2004 IEEE region 10 conference TENCON 2004. Vol. A(1). Chiang Mai. 2004. P. 689–692.
12. **Чесноков Г.И., Поликовский Е.Ф., Молчанов А.В. и др.** Некоторые пути улучшения тактико-технических характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем // X Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: материалы конф. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2003. С. 155–164.
13. **Айзерман М.А.** Классическая механика. М.: Наука, 1980. 368 с.
14. **Кветкин Г.А.** Инструментальные погрешности измерительного блока на базе триады лазерных гироскопов при динамических возмущениях: дис. ... канд. техн. наук: 05.11.03. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 206 с.
15. **Носов П.А., Пахомов И.И., Ширанков А.Ф.** Состояние и перспективы развития методов расчёта преобразования лазерного излучения оптическими системами // Инженерный журнал: наука и инновации, 2012. № 9. С. 167–177.
16. **Пахомов И.И., Цибуля А.Б.** Расчёт оптических систем лазерных приборов. М.: Радио и связь, 1986. 150 с.
17. **Борн М., Вольф Э.** Основы оптики: пер. с англ. / под ред. Г.П. Мотулевича. – 2-е испр. изд. М.: Наука, 1973. 720 с.
18. **Фролов М.Е.** Проектирование и расчёт высокоапертурных лазерных систем устройств хранения информации на цифровых оптических дисках: дис. ... канд. техн. наук: 05.11.07. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 201 с.
19. **Analog Devices Inc.** Closed-loop position estimation with signal compensation for sinusoidal encoders with the AMD401. Technical Report AN401-23. 2000.

A.A. Aviev («NPK «Electrooptika» LLC, Moscow). Simulation of the optoelectronic system used for dither parameters measuring in a laser gyro operated under the influence of real disturbances

Abstract. We study the optoelectronic system that measures vibration parameters of the dither system in a ring laser gyro for the purpose of their subsequent compensation. In the context of this study the dynamic model of the system, its optical channel model and the signal processing algorithm are considered. The simulation of the measuring system operating process under conditions of real dynamic disturbances is carried out using above models and algorithm.

▪ ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ▪

Р.У. ТИТОВ

(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

А.В. МОТОРИН

(Университет ИТМО, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

**АЛГОРИТМЫ ОДНОВРЕМЕННОЙ НАВИГАЦИИ И КАРТОГРАФИРОВАНИЯ
ДЛЯ ПОДВОДНЫХ РОБОТОВ**

Рассматривается взаимосвязь задачи одновременной навигации и картографирования с классическими постановками задач навигации по точечным ориентирам и съёмки карты. Для иллюстрации приведён пример решения такой задачи в одномерном случае. Представлен краткий обзор методов одновременной навигации и картографирования, используемых в современных беспилотных подводных аппаратах.

Введение. В настоящее время широкое развитие получило направление, называемое в англоязычной литературе одновременной навигацией и картографированием – Simultaneous Localization and Mapping (SLAM), которое предполагает построение карты некоторого геофизического параметра, (например, поля рельефа дна) либо карты точечных ориентиров (например, координат маяков ответчиков) в исследуемой области одновременно с использованием этой же карты для уточнения решения задачи навигации. Основная особенность таких методов заключается в том, что задачи позиционирования и построения карты решаются параллельно. Решение задачи одновременной навигации и картографирования востребовано при навигации автономных роботов в условиях закрытых помещений и под водой, когда сигналы спутниковых систем недоступны. При решении такой задачи для автономных подводных объектов возникает ряд проблем, связанных с крайне низкой распознаваемостью ориентиров и большой погрешностью датчиков, возникающих в условиях слабого освещения, сильных океанических течений и мутности воды [1]. Типичный пример использования SLAM для навигации подводных роботов [2] предполагает снятие карты рельефа дна с использованием многолучевого сонара без выделения особых точек. Задача при переходе в двух- и трехмерное пространство, становится нелинейной и для ее решения необходимо использовать соответствующие алгоритмы, такие как обобщённый фильтр Калмана, ансамблевый фильтр, фильтр частиц и другие, разрабатываемые в рамках байесовского подхода [3-5]. Примеры использования SLAM для подводных роботов обычно отличаются использованием различных комбинаций датчиков. Применяются цифровые фотокамеры, RGB-камеры, тактильные датчики, гидроакустические лаги, гидролокаторы и эхолоты, сонары [6-11, 12-17]. На этапе комплексной обработки в основном используются упоминавшиеся байесовские алгоритмы, однако в последнее время авторы нередко прибегают к методам графов (GraphSLAM) [18,19], так называемым биоалгоритмам RatSLAM [20] и ViTa-SLAM [21], а также к алгоритмам FastSLAM, часто используемым при обработке измерений аномалий магнитного поля Земли [22].

В докладе обсуждается взаимосвязь задачи одновременной навигации и картографирования с классическими постановками задач навигации по точечным ориентирам и съёмки карты. Для иллюстрации этой взаимосвязи рассмотрен пример решения такой задачи в одномерном случае. Представлен краткий обзор методов SLAM, используемых в современных беспилотных подводных аппаратах.

Пример постановки и решения задачи SLAM для одномерного случая. Постановка задачи SLAM во многом зависит от того, как представлена карта. Как было отмечено во введении,

Научный руководитель: д.т.н., член- корреспондент РАН Степанов О.А.

можно выделить два варианта. В первом карта может быть представлена как множество точечных «ориентиров», представляющих собой некоторым образом отобранные значения на карте, например, это могут быть точки, соответствующие экстремальным значениям картографируемого параметра, или специально установленные так-называемые маяки ответчики. При этом возможно также провести измерения дальности и направления к этим объектам карты.

Как правило, в случае подводных роботов для получения таких измерений используют сонары и акустические датчики, а при наземной навигации лазерные сканирующие дальномеры. Такие карты порождают так называемую задачу Feature-based SLAM, где «Feature» – принятое в англоязычных статьях обозначение ориентира. Во втором варианте, карта рассматривается как непрерывное поле и может быть представлена набором её значений на заранее заданной сетке. Такие карты порождают так называемую задачу Featureless SLAM.

Для иллюстрации взаимосвязи и общих принципов решения задачи SLAM рассмотрим Feature-based SLAM на одномерном примере. Преимущество такого рассмотрения заключается в том, что задача SLAM в этом случае является линейной, что позволяет нагляднее показать общие принципы работы алгоритмов ее решения. Без потери общности, будем полагать, что модель движения объекта задается в виде:

$$x_i = x_{i-1} + V \cdot dt, \quad (1)$$

где x_i – координата объекта, $i = 1..N$ – определяет момент времени и количество измерений, $x_0 = 0$, V – скорость объекта, dt – интервал дискретизации. На объекте установлена некоторая навигационная система, вырабатывающая его координату:

$$\tilde{x}_i = x_i + \Delta x_i, \quad (2)$$

где Δx_i – погрешность навигационной системы, задаваемая винеровским процессом,

$$\Delta x_i = \Delta x_{i-1} + w_i, \quad (3)$$

где $w_i \sim N(w; 0, \sigma_w^2)$ – порождающий белый шум погрешности навигационной системы.

Измерения дальностей до всех ориентиров осуществляются одновременно в каждый момент времени и при этом может быть сформирован вектор измерений:

$$\begin{bmatrix} y_i^1 \\ \dots \\ y_i^K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \dots \\ 1 \end{bmatrix} x_i - \begin{bmatrix} m_i^1 \\ \dots \\ m_i^K \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_i^1 \\ \dots \\ v_i^K \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где $M_i = [m_i^1 \dots m_i^K]^T$ – вектор скалярных координат ориентиров, K – количество ориентиров,

I^K - вектор столбец из K единиц, $v_i = [v_i^1 \dots v_i^K]^T$ – белый шум измерений. Предполагается, что объект может осуществлять измерения в обе стороны (как и в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения координат), при этом дальность видимости ориентиров не ограничена.

Задачу SLAM можно сформулировать как задачу оценивания координат объекта x_i и вектора координат ориентиров $M_i = [m_i^1 \dots m_i^K]^T$ по данным навигационной системы (2) и измерениям дальности (4), накопленным к моменту времени i .

Для ее решения можно перейти к инвариантной постановке [4], исключая из нее модель движения объекта. В этом случае задача SLAM формулируется как задача оценивания погрешности навигационной системы Δx_i и вектора координат ориентиров $M_i = [m_i^1 \dots m_i^K]^T$ по разностным измерениям $\tilde{y}_i = y_i - I^K \tilde{x}_i$. Вектор состояния и измерения в такой задаче можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ M_i \end{bmatrix} &= E^{K+1} \begin{bmatrix} \Delta x_{i-1} \\ M_{i-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} w_i, \\ \tilde{y}_i &= \begin{bmatrix} -I^{K+1} & -E^{K+1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ M_i \end{bmatrix} + v_i, \end{aligned} \quad (5)$$

где E^{K+1} – единичная матрица размера $K+1 \times K+1$. Оценки $\Delta \hat{x}_i$ и \hat{M}_i могут быть получены в фильтре Калмана, а оценка координаты объекта в виде $\hat{x}_i = (\tilde{x}_i - \Delta \hat{x}_i)$.

С математической точки зрения это задача оценивания винеровского процесса в сумме с константой на фоне белого шума. Очевидно, что в случае наличия начальной неопределенности по Δx , в такой задаче она не может быть уточнена. Этот факт отражает то, что называют «относительной навигацией», т.е. при наличии начальной погрешности в абсолютной координате эта погрешность сохранится и в координатах ориентиров, и в координате объекта.

В частном случае, когда координаты ориентиров известны, они могут быть исключены из вектора состояния. В этом случае задача SLAM сводится к **задаче навигации** – оцениванию погрешности навигационной системы Δx_i по вектору измерений $\tilde{y}_i^n = y_i - I^K \tilde{x}_i + M_i$:

$$\begin{cases} \Delta x_i = \Delta x_{i-1} + w_i \\ \tilde{y}_i^n = -I^K \Delta x_i + v_i \end{cases} \quad (6)$$

В другом частном случае, когда можно пренебречь погрешностью навигационной системы, задача преобразуется в **задачу съёмки**, т.е. оценивание постоянных координат ориентиров по вектору измерений дальностей:

$$\begin{cases} M_i = E^K M_{i-1} \\ \tilde{y}_i^s = -E^K M_i + v_i \end{cases} \quad (7)$$

где $\tilde{y}_i^s = y_i - I^K \tilde{x}_i = y_i - I^K x_i$.

Особенностью задачи SLAM, как и задачи съёмки, является необходимость идентификации ориентиров при каждом измерении, т.е. определении того ориентира, которому соответствует это измерение – так называемая **задача ассоциации данных**. При ее решении выявляются повторно наблюдаемые ориентиры и вновь обнаруженные. Одним из распространённых методов решения задачи ассоциации данных является сравнение евклидовых расстояний между только что наблюдаемым ориентиром и уже обнаруженными с некоторым установленным пороговым значением. Обычно эту задачу выделяют как этап предварительной обработки данных измерителя (называемую в англоязычной литературе **front-end**), а задачу комплексной обработки (называемую также **back-end**) рассматривают отдельно [1].

Для количественного сравнения точности работы алгоритмов навигации и SLAM на рисунке 1 приведены результаты расчёта среднеквадратического отклонения погрешности определения одномерных координат подвижного объекта для решения задачи SLAM с числом ориентиров $M=4$ с неизвестными координатами и задачи навигации с аналогичным числом ориентиров, координаты которых известны. Считалось, что погрешность системы навигации в начальный момент времени равна нулю. Как видно из рисунка, точность определения местоположения с использованием SLAM ожидаемо ниже, что объясняется отсутствием точной априорной информации о местоположении ориентиров. Различие здесь незначительно вследствие неограниченного радиуса обнаружения ориентиров, все их координаты определяются в первый же момент времени с погрешностью равной сумме погрешности измерений и погрешности координат, накопленной к этому моменту времени, после чего, по существу, решается задача навигации. Очевидно, что точность оценивания координат объекта при решении задачи SLAM будет всегда ниже точности решения задачи навигации по известным ориентирам. Однако точность оценивания координат объекта при решении задачи SLAM, выше точности навигации автономной системы, при этом в отличие от задачи навигации по известным ориентирам, не требуется предустановленной инфраструктуры (заранее известных координат ориентиров).

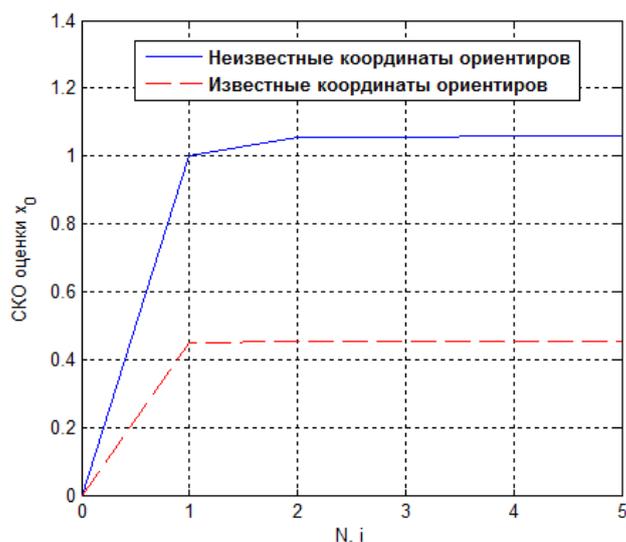


Рис. 1. Среднеквадратическое отклонение погрешности оценки положения подвижного объекта при ориентирах с известными и неизвестными координатами (SLAM)

Заключение. В работе показана взаимосвязь задачи одновременной навигации и картографирования с классическими постановками задач навигации по точечным ориентирам и съемки карты. Приведен пример решения задачи Feature-based SLAM в одномерном случае с результатами моделирования в пакете MATLAB. Представлен краткий обзор методов SLAM, используемых в современных беспилотных подводных аппаратах.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Zhao, WenLong & He, Tao & Sani, Abdou & Yao, TingTing.** Review of SLAM Techniques For Autonomous Underwater Vehicles. RICAI, 2019: Proceedings of the 2019 International Conference on Robotics, Intelligent Control and Artificial Intelligence. Pp. 384-389.
2. **Barkby, Stephen & Williams, Stefan & Pizarro, Oscar & Jakuba, Michael.** A Featureless Approach to Efficient Bathymetric SLAM Using Distributed Particle Mapping. J. Field Robotics, 2011. № 28. Pp. 19-39.
3. **Sarkka, S.** Bayesian Filtering and Smoothing, New York, NY, USA: Cambridge University Press, 2013, 254 p.
4. **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.
5. **T. B. Schon, R. Karlsson, D. Tornqvist and F. Gustafsson.** A framework for simultaneous localization and mapping utilizing model structure. 10th International Conference on Information Fusion, 2007. Pp. 1-8.
6. **Folkesson, J. and J. Leonard.** Autonomy through SLAM for an underwater robot // Proc. of the Intl. Symp. of Robotics Research (ISRR), 2009.
7. **Eustice, R.M., O. Pizarro, and H. Singh** Visually augmented navigation for autonomous underwater vehicles // IEEE J. Ocean. Eng., 2008. Vol. 33. No. 2. Pp. 103-122.
8. **Kim, A. and R. M. Eustice.** Real-time visual SLAM for autonomous underwater hull inspection using visual saliency // Robotics, IEEE Trans., 2013. No. 99. Pp. 1-15.
9. **Stuckey, R.A.** Navigational Error Reduction of Underwater Vehicles with Selective Bathymetric SLAM // 3rd IFAC Workshop on Navigation, Guidance and Control of Underwater Vehicles, 2012. Vol 3. No 1. Pp. 118-125.
10. **Brown, Hunter & Kim, Ayoung & Eustice, Ryan.** An Overview of Autonomous Underwater Vehicle Research and Testbed at PeRL. Marine Technology Society Journal, 2009. P. 43.
11. **Rahman, Sharmin & Quattrini Li, Alberto & Rekleitis, Ioannis.** SVIn2: An Underwater SLAM System using Sonar, Visual, Inertial, and Depth Sensor. 2019 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) Macau, China, November 4-8, 2019. Pp. 1861-1868.
12. **Huang G P, Mourikis A I, Roumeliotis S I.** Observability-based Rules for Designing Consistent EKF SLAM Estimators. The International Journal of Robotics Research, 29(5), 2010. Pp. 502-528.
13. **M. Milford and G. Wyeth.** Mapping a suburb with a single camera using a biologically inspired slam system. IEEE Transactions on Robotics, 2008. Vol. 24. No. 5. Pp. 1038-1053.
14. **Doer, C., Scholz, G. & Trommer, G.F.** Indoor laser-based SLAM for micro aerial vehicles. Gyroscopy and Navigation. 8, 201. Pp. 181-189.
15. **Davidson, P., Kirkko-Jaakkola, M., Collin, J.** et al. Navigation algorithm combining building plans with autonomous sensor data. Gyroscopy and Navigation. 6, 2015. Pp. 188-196.

16. **Koshaev, D.A.**, Multiple model algorithm for single-beacon navigation of autonomous underwater vehicle without its a priori position. Part 1. Mathematical formulation, Gyroscopy and Navigation, 2020. Vol. 11. No. 3. Pp. 230–243.
17. **Koshaev, D.A.** Multiple Model Algorithm for Single-Beacon Navigation of Autonomous Underwater Vehicle without Its A Priori Position. Part 2. Simulation. Gyroscopy and Navigation. 11, 2020. Pp. 319–332.
18. **Hidalgo, Franco & Brauni, Thomas.** Review of underwater SLAM techniques. ICARA 2015 - Proceedings of the 2015 6th International Conference on Automation, Robotics and Applications. Pp. 306-311.
19. **Kinsey, J., R. Eustice, and L. Whitcomb.** Underwater vehicle navigation: recent advances and new challenges // IFAC Conf. on Manoeuvring and Control of Marine Craft, Lisbon, Portugal, Sept., 2006.
20. **Guth, Felipe & Silveira, Luan & Botelho, Silvia & Drews-Jr, Paulo & Ballester, Pedro.** Underwater SLAM: Challenges, state of the art, algorithms and a new biologically-inspired approach. Proceedings of the IEEE RAS and EMBS International Conference on Biomedical Robotics and Biomechatronics, 2014. Pp. 981-986.
21. **O. Struckmeier, K. Tiwari, M. Salman, M. J. Pearson and V. Kyrki.** ViTa-SLAM: A Bio-inspired Visuo-Tactile SLAM for Navigation while Interacting with Aliased Environments. 2019 IEEE International Conference on Cyborg and Bionic Systems (CBS), 2019. Pp. 97-103.
22. **Lee, Taylor N., Canciani, Aaron J.** Aerial Simultaneous Localization and Mapping Using Earth's Magnetic Anomaly Field. Proceedings of the 2019 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Reston, Virginia, 2019. Pp. 471-485.

R.U. Titov (ITMO University, Saint Petersburg) **A.V. Motorin** (ITMO University, Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **Simultaneous navigation and mapping algorithms for undersea robots**

Abstract. The paper considers the relationship between the problem of simultaneous navigation and mapping with the classical statement of navigation problems by point landmarks and map survey. To illustrate this, an example of solving such a problem in the one-dimensional case is given. A brief overview of the methods of simultaneous navigation and mapping used in modern unmanned underwater vehicles is presented.

УДК 629.12.014

Д.В.АНТОНОВ, О.В.ЗАЙЦЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ АЛГОРИТМОВ ПРОГНОЗА КАЧКИ КОРАБЛЯ К ПАРАМЕТРАМ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ МОДЕЛЕЙ

Описываются два алгоритма, применяемых для прогнозирования процесса качки. Один из них представляет собой фильтр Калмана и основан на использовании модели качки в виде стационарного узкополосного процесса, а во втором – применяется нейронная сеть, в алгоритме которой модель процесса не привлекается. Приводятся результаты анализа чувствительности алгоритмов к параметрам модели, описывающей прогнозируемый процесс.

Введение. Зачастую на кораблях, находящихся в открытом море, необходимо проводить срочные работы, такие как перегрузка хрупких грузов, посадка самолета на палубу, загрузка больших кораблей грузами, которые перевозятся на малых судах. Для увеличения безопасности при проведении таких работ требуется обеспечение прогноза качки.

Все алгоритмы прогноза качки можно условно разделить на два типа: с использованием и без использования модели качки. Традиционным примером алгоритма решения задачи прогнозирования с использованием модели является фильтр Калмана (ФК), синтезируемый в предположении, что качка описывается как случайный процесс [1]. В качестве алгоритмов, в которых модель качки непосредственно не используется, можно выделить алгоритмы, основанные на методах машинного обучения, в частности, таких как решающих деревья и нейронные сети (НС) [2-5]. Процедура прогноза в таких методах разделяется на обучение, тестирование и, собственно, рабочий режим. И хотя обучение, как правило, требует больших вычислительных мощностей и временных ресурсов, его можно провести заранее в камеральном режиме. При этом в рабочем режиме алгоритм обычно оказывается достаточно простым в реализации. Алгоритмы обоих типов зависят от параметров исходного процесса, либо в силу модели, которая непосредственно используется в алгоритме, как это имеет место для ФК, либо в силу зависимости параметров НС, обучаемой с использованием реализаций этого процесса. В докладе проводится исследование чувствительности алгоритмов двух типов к параметрам исходного процесса.

Постановка задачи. Предполагается, что качка описывается центрированным случайным гауссовским стационарным узкополосным марковским процессом второго порядка с корреляционной функцией вида [6]:

$$R(\tau) = \sigma^2 e^{-\alpha|\tau|} \left(\cos(\beta\tau) + \frac{\alpha}{\beta} \sin(\beta|\tau|) \right), \quad (1)$$

где α – коэффициент затухания, β – коэффициент собственной частоты качки, σ – средне-квадратическое отклонение (СКО) процесса. Следуя [7], эти коэффициенты для морской качки будем определять с помощью следующих соотношений:

$$\beta = 0.98\omega_0, \quad \alpha = 0.21\beta, \quad (2)$$

в которых ω_0 – преобладающая частота процесса.

Реализации такого процесса могут быть получены с помощью формирующего фильтра

$$\dot{x}(t) = Fx(t) + Gw(t), \quad (3)$$

где $x(t)$ – двумерный вектор, первая компонента которого представляет собой качку, $w(t)$ – гауссовский центрированный белый шум с единичной матрицей интенсивностей,

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -(\alpha^2 + \beta^2) & -2\alpha \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0 & 2\sigma\sqrt{\alpha(\alpha^2 + \beta^2)} \end{bmatrix}^T.$$

Начальные значения $x(0)$ представляют собой центрированный гауссовский случайный вектор с матрицей ковариаций

$$P(0) = \begin{bmatrix} \sigma^2 & 0 \\ 0 & \sigma^2(\alpha^2 + \beta^2) \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Считается, что имеются измерения процесса в виде:

$$y(t) = Hx(t) + v(t) = u(t) + v(t), \quad (5)$$

где $H = [1 \ 0]$, $v(t)$ – центрированная белозумная гауссовская ошибка измерения заданной интенсивности R , независящая от $w(t)$ и $x(0)$.

Требуется, располагая измерениями на интервале $[t - \tau_{изм}; t]$ получить оптимальную в среднеквадратическом смысле оценку прогноза качки $\hat{u}(t + \tau_n)$, где $\tau_{изм}$ – интервал измерения, τ_n – интервал прогноза.

Важной особенностью морской качки при решении задачи прогнозирования является тот факт, что она может быть описана стационарным процессом. В рассматриваемом случае это означает, что параметры σ и ω_0 , определяющие дисперсию волновой ординаты и преобладающую частоту, не изменяются в течение времени обработки данных и построения прогноза [8].

Алгоритмы прогнозирования. В качестве алгоритмов прогноза для сравнения были выбраны алгоритм с использованием модели качки на основе ФК и алгоритм в виде простой рекуррентной НС [9].

Оценка прогноза на основе ФК для модели качки в виде узкополосного марковского процесса второго порядка определяется с помощью следующего выражения:

$$\hat{x}(t + \tau_n) = \phi(t + \tau_n) \hat{x}^{\Phi K}(t), \quad (6)$$

где $\hat{x}^{\Phi K}(t)$ – вычисляемая традиционным путем оценка ФК для вектора состояния, описываемого уравнением (3) по измерениям (5), $\phi(\tau)$ – фундаментальная матрица формирующего фильтра, определяемая в виде

$$\phi(\tau) = e^{-\alpha|\tau|} \begin{bmatrix} \cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta|\tau| & \frac{1}{\beta} \sin \beta\tau \\ -\frac{(\alpha^2 + \beta^2)}{\beta} \sin \beta\tau & \cos \beta\tau - \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta|\tau| \end{bmatrix}. \quad (7)$$

В качестве алгоритма прогноза, в котором непосредственно модель не используется, как отмечено выше, была выбрана простейшая рекуррентная НС (рис.1).

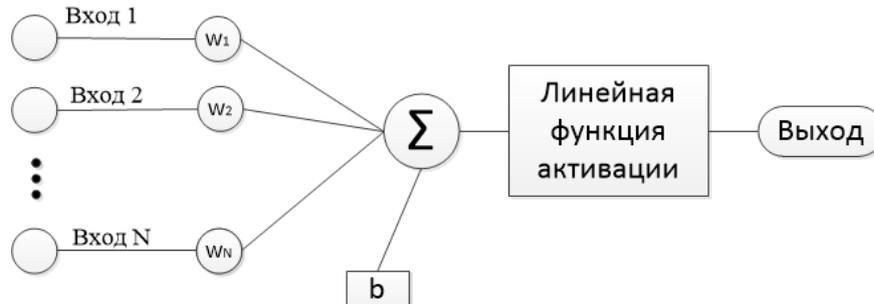


Рис. 1 Архитектура исследуемой НС, где $N = 20$ – количество входов, $w_{1..N}$ – весовые коэффициенты, b – смещение.

Выбранная НС представляет собой сеть с 20 входами, одним внутренним нейроном и 1 выходом. Для обеспечения работы такой НС необходимо ее обучить, т.е. найти весовые коэффициенты w_N ($N=20$) и смещение b . Вместе с процессом обучения НС производится её настройка, т.е. экспериментально находятся гиперпараметры (количество эпох, типа алгоритма обучения и скорость обучения). Поясним как обучается НС.

Полагаем, что задана обучающая выборка на интервале $T_{tr}=1000$ с. С целью обучения НС с использованием обучающей выборки формируются наборы входных данных (реализаций) (см. рис. 2), включающие значения обучающей выборки на интервале $(t-\tau_{узм}, t)$, при этом текущее время t изменяется с шагом $dt=0.05$ с при $t \in (\tau_{узм}, T_{tr})$. Для каждого такого набора, кроме того, формируется значение, соответствующее времени $t+\tau_n$, т.е. на τ_n вперёд, относительно момента t . Важно подчеркнуть, что это значение используется в качестве эталонного значения, с которым при обучении сравнивается выход нейронной сети. Отсюда следует, что крайне желательно, чтобы используемое эталонное значение не содержало ошибок измерений.

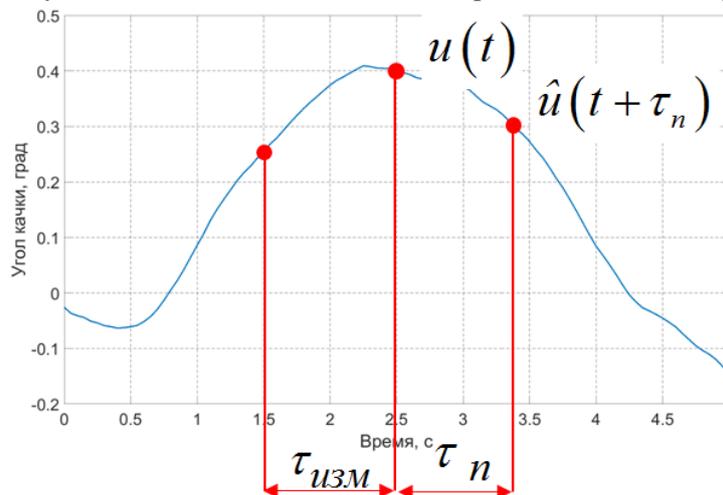


Рис. 2 Пример обучающей выборки, используемой для формирования набора входных данных

При каждом обращении к НС при ее обучении на вход поступает 20 значений качки: текущее и 19 предыдущих. При дискретности измерений $dt = 0.05$ с это соответствует тому, что сеть учитывает в явном виде все значения качки за последнюю секунду. На выходе сети должно формироваться прогнозируемое значение качки $\hat{u}(t+\tau_n)$ на τ_n с вперёд.

При обучении на вход сети последовательно поступало 19980 реализаций и при этом на выходе НС формировалось такое же количество прогнозируемых значений и их ошибок как разность между полученным и эталонным значениями. После обработки последней реализации производилась коррекция весов методом обратного распространения ошибки с целью минимизации квадратичной функции потерь. Эта процедура называется эпохой обучения. Затем вся процедура повторялась с использованием той же обучающей выборки. При этом также была настроена скорость обучения, т.е. шаг, с которым производилось уточнение весов. Для того, чтобы избежать появления высокочастотной шумовой составляющей в прогнозе, каждое входное значение нормировалось путем вычитания среднего значения, рассчитанного на интервале $\tau_{узм}$ и деления на СКО обучающей выборки, рассчитанной на этом же интервале. Начальные значения весов и смещения формировались как равномерно распределенные в пределах $[-0.1; 0.1]$ случайные величины с помощью датчика случайных чисел.

Понятно, что для обеспечения возможности прогнозирования на интервале в 20 с с шагом $dt = 0.05$ с требовалось получить 400 различных НС.

Моделирование. При проведении исследования обучающая выборка генерировалась с использованием формирующего фильтра (3) длительностью T_{tr} , с преобладающим периодом $T_0 = 10$ с, дискретностью $dt=0.05$ с и $\sigma = 0.5$ град.

Ниже на всех графиках приведены среднеквадратическая погрешность (СКП) прогноза угла качки, усредненные по 1000 реализациям, для алгоритмов прогноза на основе ФК и НС.

На рис. 3 показаны СКП прогноза для ФК при отсутствии шума измерений (интенсивность шума принималась равной $R = 10^{-10}$ град²сек, СКО $\sigma_{ш} = \sqrt{R/dt}$ град) и различном числе используемых измерений L. При этом ФК настраивался на преобладающую частоту $\omega_0 = 0,6$ рад/с ($\omega_0 = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}$) и $\sigma = 0.5$ град. Из рисунка 3 следует, что при отсутствии шума измерения при L=1 точность прогноза ниже чем при L=2. Результаты для L=2 и L=2000 практически не отличаются, что объясняется свойствами марковского процесса второго порядка, для которого значения в будущем определяются последними по времени значениями в прошлом. Стоит отметить, что даже при отсутствии шума измерений после 10 с прогноза СКП выходит на априорный уровень $\sigma = 0.5$ град, что свидетельствует о нецелесообразности какого-либо прогнозирования на таком времени для рассматриваемого случайного процесса.

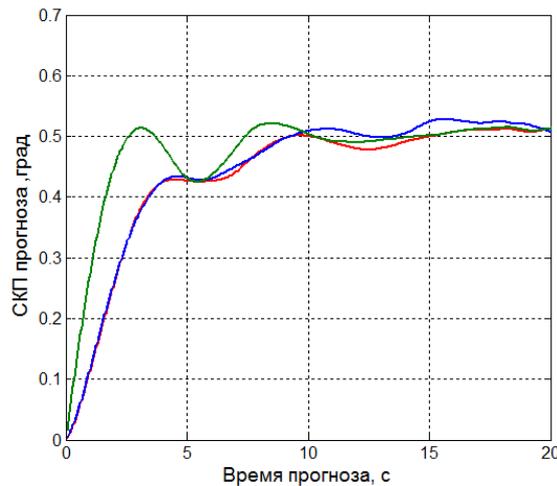


Рис.3 СКП прогноза с использованием ФК при отсутствии ошибок измерений при L=1 (зеленый цвет), L=2 (красный цвет), L=2000 (синий цвет)

На рис. 4а приведен набор графиков для СКП, полученных с помощью ФК для разных значений интенсивности шума измерений R. При наличии шума с интенсивностью $R = 10^{-2}$ град²сек, ($\sigma_{ш} = \sqrt{R/dt} = 0.45$ град) для получения прогноза с использованием ФК с максимальной точностью требуется уже L = 50 измерений ($\tau_{изм} = 2.5$ с). При этом, начиная с этих значений СКО шума, сопоставимом с СКО моделируемой качки, СКП на первом шаге прогноза возрастает не менее, чем в три раза (красная и зеленая линии). Заметно, что при наличии шума сокращается время, на которое целесообразно делать прогноз.

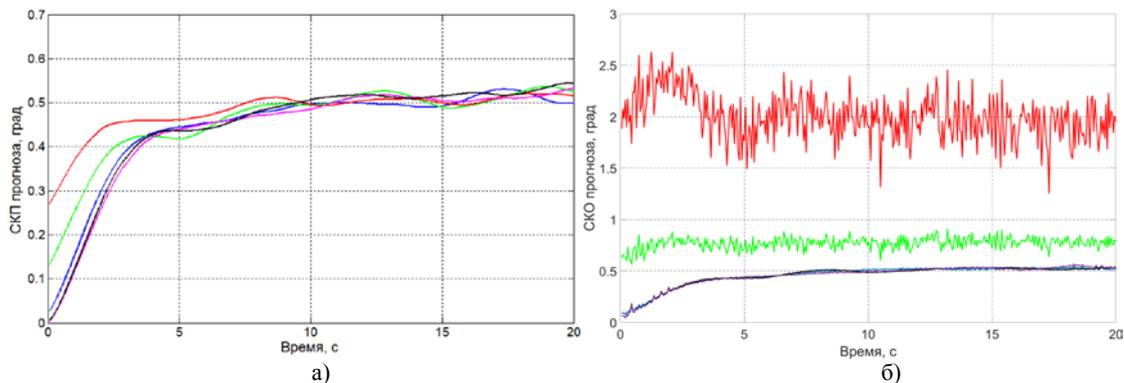


Рис.4 СКП прогноза при наличии ошибок измерения при различных значениях СКО шума измерений (град): а) с помощью ФК, б) с помощью НС. $R=10^{-1}$ ($\sigma_{ш} = 1.41$) – красный цвет, $R=10^{-2}$ ($\sigma_{ш} = 4.5 \cdot 10^{-1}$) – зеленый цвет, $R=10^{-4}$ ($\sigma_{ш} = 4.5 \cdot 10^{-2}$) – синий цвет, $R=10^6$ ($\sigma_{ш} = 4.5 \cdot 10^{-3}$) – черный цвет, $R=10^{-10}$ ($\sigma_{ш} = 4.5 \cdot 10^{-5}$) – фиолетовый цвет

Результаты для разных значений интенсивности шума измерений R для НС представлены на рис. 46. Из рисунка видно, что со значений СКО шума (интенсивность $R=10^{-2}$, $\sigma_{ш} = \sqrt{R/dt} = 0.45$ град), сопоставимом с СКО моделируемой качки алгоритм на основе НС не обеспечивает прогноза, а ошибка становится значительно больше, чем СКО процесса – на уровне двух градусов.

Для исследования чувствительности, т.е. зависимости результатов обоих алгоритмов от отклонений действительной преобладающей частоты от расчетного значения $\omega_0 = 0,6$ рад/с использовались четыре одинаковых набора обучающей выборки длительностью T_{tr} и отличающихся действительным значением преобладающей частоты качки: $\omega_1 = 0,1$ рад/с, $\omega_2 = 0,3$ рад/с, $\omega_3 = 1,2$ рад/с, $\omega_4 = 2$ рад/с. При этом алгоритмы настраивались на расчетное значение ω_0 . Результаты приведены на рис. 5.

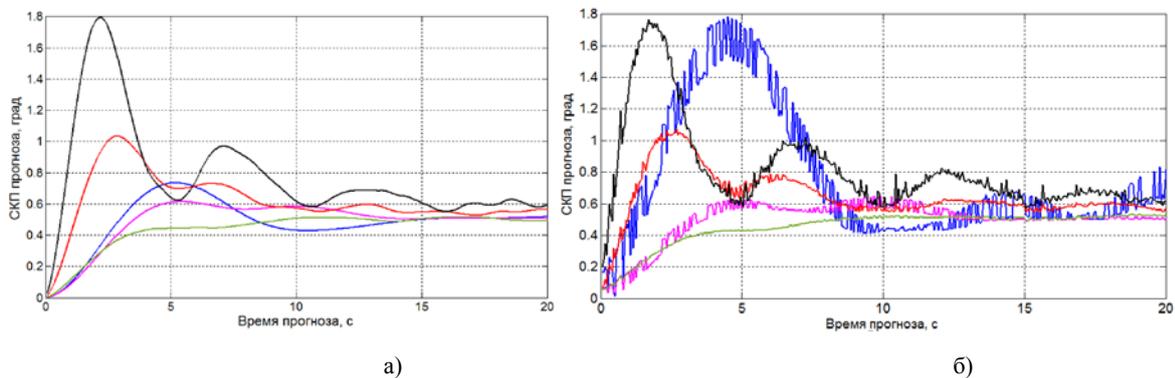


Рис. 5 СКП прогноза качки для различных действительных значений преобладающей частоты (рад/с) при ее расчетном значении, равном $\omega_0 = 0,6$ рад/с: а) прогноз с помощью ФК; б) прогноз с помощью НС. $\omega_0 = 0.6$ (зеленый цвет), $\omega_1 = 0.1$ (синий цвет), $\omega_2 = 0.3$ (фиолетовый цвет), $\omega_3 = 1.2$ (красный цвет), $\omega_4 = 2$ (черный цвет).

Из рис. 5(а) следует, что, как и ожидалось, максимальное значение СКП прогноза ФК для частоты, на которую настроен фильтр, является наименьшим. Также следует отметить, что при завышенных значениях действительной частоты для обучающей выборки относительно той, на которую настраивался ФК (расчетная частота), СКП прогноза достигает максимума на первых секундах прогноза (красная и коричневая линии на рис. 5(а)). Снижение точности прогноза при шестикратном уменьшении и трехкратном увеличении действительной частоты обучающей выборки относительно расчетной составляет 1,5 - 3 раза.

Из результатов, приведенных на рис. 5(б), видно, что НС, также чувствительна к смене параметров волнения, особенно при уменьшении действительной частоты относительно расчетного значения ω_0 : точность ухудшается даже больше, чем в случае использования ФК. При увеличении частоты до 2 рад/с точность снижается в 3 раза.

Обработка натуральных данных. В качестве натуральных данных использовались данные, полученные от корабельной ИНС. При этом СКО качки равнялось $\sigma = 0.2$ град, а значение интенсивности шума измерений принималось близким к нулевому $R = 10^{-9}$. На рис. 6 (а) приведены СКП прогноза для ФК: выборочная, полученная по 1000 реализациям и теоретическая, рассчитанная по формуле (8)

$$S_k = F_d S_{k-1} F_d^T + G_d Q_d G_d^T, k = 1, 2, \dots, \tau / dt, \quad (8)$$

где $S_0 = P^*$, P^* соответствует матрице ковариаций ошибок оценивания в ФК в момент t поступления последнего перед началом прогноза измерения,

$$F_d \approx E + F \cdot dt = \begin{bmatrix} 1 & dt \\ -(\alpha^2 + \beta^2)dt & 1 - 2\alpha dt \end{bmatrix}, \quad G_d \approx G dt, \quad Q_d = 1/dt.$$

На рис. 6 (б) приведена выборочная СКП прогноза для НС полученная по 1000 реализациям. При этом алгоритм прогноза обучен по выборкам, сформированным из натуральных данных по приведенной ранее методике.

Из рисунка 6 следует, что выборочная СКП для ФК согласуется с теоретическими значениями, а ошибка прогноза выходит на априорный уровень после 6 с прогнозирования. Аналогичный результат наблюдается и для НС за исключением того, что на первом шаге прогноза СКП для НС больше, чем для ФК.

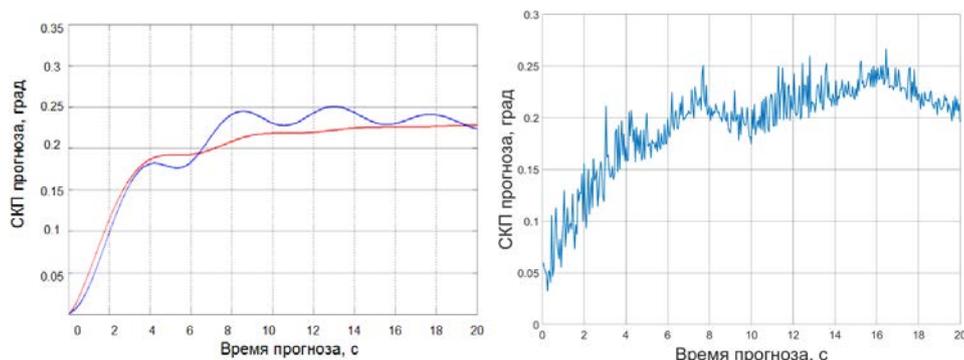


Рис. 6а) СКП прогноза с помощью ФК по натурным данным: выборочная (синий цвет), теоретическая (красный цвет) б) СКП прогноза с помощью НС по натурным данным

Заключение. На модельных и натуральных данных исследованы алгоритмы, основанные на фильтре Калмана и искусственной нейронной сети. Показана чувствительность алгоритмов к неточности задания параметров модели и уровню шумов измерений.

Из результатов моделирования следует, что алгоритм на основе фильтра Калмана предпочтителен для работы с сигналом при наличии ошибок измерений. Также его использование, в отличие от алгоритма на основе НС, позволяет получить адекватные расчетные характеристики точности прогноза в реальном времени, что показано при обработке натуральных данных.

Алгоритм с использованием нейросети, в отличие от алгоритма на основе фильтра Калмана, показал сильную чувствительность к наличию ошибок измерений. Оба алгоритма чувствительны к смене параметров модели. Также следует отметить, что при использовании натуральных данных нет возможности во время обучения нейросети использовать реализацию без ошибок измерений в качестве эталона. Вышеуказанный недостаток приводит к наличию ошибки прогноза уже на первом шаге, а также появлению шумовой составляющей.

В дальнейшем предполагается продолжить исследования в области применения более сложной нейросети и использования адаптивного алгоритма [10–12].

ЛИТЕРАТУРА

1. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации: Учебное пособие. Санкт-Петербург: Университет ИТМО, 2017. 196 с. экз.
2. **Чистяков С.П.** Случайные леса: обзор. Труды Карельского научного центра Российской академии наук, N.1, 2013, pp. 117-136.
3. **Шитиков В. К., Мастицкий С. Э.** (2017) Классификация, регрессия, алгоритмы Data Mining с использованием R. Электронная книга, адрес доступа: <https://github.com/ranalytics/data-mining>
4. **Назаров А.В., Лоскутов А.И.** Нейросетевые алгоритмы прогнозирования и оптимизации систем. СПб: Наука и техника, 2003, 384 С.
5. **Лопарев А.В., Зайцев О.В., Антонов Д.В.** Использование адаптивных алгоритмов прогнозирования угла качки корабля. Материалы конференции «Управление в морских системах» (УМС-2020). СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2020.
6. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 2 Введение в теорию фильтрации. Санкт-Петербург, 2017, 428 с.
7. **Лукомский Ю.А., Чугунов В.С.,** Системы управления морскими подвижными объектами: Учебник. Л.: Судостроение, 1988. 272 с., ил.
8. **Бородай И.К.** Краткосрочное прогнозирование процессов качки корабля с учетом ошибок измерений. Труды Крыловского государственного научного центра. 2017; 2(380): 9–16.
9. **Степанов О.А.** Нейросетевые алгоритмы в задаче нелинейного оценивания. Взаимосвязь с байесовским подходом. Материалы докладов XI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». 2009. С.39-65.

10. **Моторин А.В.** Идентификация моделей погрешностей навигационных датчиков и средств коррекции методами нелинейной фильтрации дисс. уч. ст. Канд. техн. наук. Санкт-Петербург, 2017.
11. **Stepanov O., Motorin A.** Performance criteria for the identification of inertial sensor error models/ Sensors. 2019. Т. 19. № 9
12. **Степанов О.А., Моторин А.В.** Проблемно-ориентированный подход к решению задачи идентификации моделей погрешностей навигационных датчиков и оцениваемых сигналов. В сборнике 9-я Российская мультikonференция по проблемам управления. Материалы пленарных заседаний. 2016. С. 49–59.

D.V.Antonov, O.V.Zaitsev (Concern CSRI "Elektropribor" JSC, Saint Petersburg). **Analysis of the ship pitching forecast algorithms sensitivity to the parameters of the used models**

Abstract. Two algorithms that are used to predict the pitching process are described in the article. One of them is a Kalman filter based on the pitching model in form of a stationary narrow-band process, and the second uses a neural network, trained using the same process. The results of the analysis of the algorithms sensitivity to the parameters of the pitching model are presented.

В. В. БОГОМОЛОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕЛИНЕЙНЫХ РЕШЕНИЙ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ ПОДВОДНЫХ АППАРАТОВ

На основе моделирования произведен анализ эффективности применения итерационного фильтра Калмана и метода сеток для простейшего варианта задачи навигации автономного необитаемого подводного аппарата с использованием дальностей до маяков при большой априорной неопределенности координат. Рассматривались благоприятная и неблагоприятная с точки зрения достижимой точности конфигурации маяков и подводного аппарата.

Введение. Одним из перспективных методов навигации автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) является метод определения координат по измерениям дальности до гидроакустических маяков, представляющий собой частный случай более общего метода определения координат подвижного объекта по измерениям дальностей до точечных ориентиров [1-6]. Его отличие от методов навигации по гравитационным и магнитным полям [7], и батиметрическим данным [8] в том, что здесь используется ограниченный объем картографической информации (координаты маяков). При определении координат АНПА с использованием дальностей до маяков в случае большой априорной неопределенности координат измерения имеют существенную нелинейность, что приводит к негауссовской апостериорной плотности вероятности оцениваемого вектора, называемой для краткости апостериорной плотностью (АП). В этом случае при использовании итерационного фильтра Калмана (ИФК) оценка медленно сходится, а расчетные и действительные характеристики точности не совпадают. В данной работе именно такая проблема исследуется для простейшего варианта задачи определения координат путем сравнения результатов ИФК с результатами метода сеток (МС), близких к оптимальным [9]. Рассматриваются примеры навигационных решений для одного момента времени.

Постановка и решение задачи. Требуется оценить горизонтальные координаты АНПА $x = (x_1, x_2)^T$ в локальной прямоугольной системе координат по измерениям дальности до трех маяков, координаты которых предполагаются известными. Измерения имеют вид

$$y_i = s_i(x) + v_i = \sqrt{(x_1^i - x_1)^2 + (x_2^i - x_2)^2 + (x_3^i - x_3)^2} + \delta + v_i, i = 1, 2, 3,$$

где x_1, x_2 – истинные координаты АНПА, x_1^i, x_2^i – известные координаты маяков, x_3^i, x_3 – известные глубины маяков и АНПА, δ – общая для всех маяков составляющая погрешности измерений со среднеквадратическим отклонением (СКО) σ_δ , v_i – некоррелированные для разных маяков составляющие погрешности с СКО σ_{v_i} . Истинные координаты представляются как $x_l = \hat{x}_l^0 + \Delta x_l, l = 1, 2$, где \hat{x}_l^0 – априорные координаты, а Δx_l их погрешности с ковариационной матрицей $P^0 = \sigma_{\Delta x}^2 E_{2 \times 2}$, $\sigma_{\Delta x}$ – среднеквадратическая погрешность (СКП) знания априорных координат. Составляющие погрешностей измерений δ, v_i и погрешности априорных координат Δx_l предполагаются взаимно некоррелированными. Все случайные величины считаются центрированными, гауссовскими величинами. Рассматривается простейший вариант задачи для случая использования только трех измерений.

Решение с помощью ИФК. Для решения задачи с помощью ИФК используются уравнения [9] $P^{k+1} = ((P^0)^{-1} + (H^k)^T R^{-1} H^k)^{-1}$, $K^k = P^{k+1} (H^k)^T R^{-1}$, $\hat{x}^{k+1} = \hat{x}^0 + K^k (y - s(\hat{x}^k) - H^k (\hat{x}^0 - \hat{x}^k))$.

где $k = 1, 2, \dots, N$ – номер итерации, $y = (y_1, y_2, y_3)^T$, $s(x) = (s_1(x), s_2(x), s_3(x))^T$, $H^k = \left. \frac{ds(x)}{dx} \right|_{x=\hat{x}^k}$.

$R = \begin{vmatrix} \sigma_v^2 + \sigma_\delta^2 & \sigma_\delta^2 & \sigma_\delta^2 \\ \sigma_\delta^2 & \sigma_v^2 + \sigma_\delta^2 & \sigma_\delta^2 \\ \sigma_\delta^2 & \sigma_\delta^2 & \sigma_v^2 + \sigma_\delta^2 \end{vmatrix}$ – ковариационная матрица помех измерений. Количество итераций N , обеспечивающих эффективную работу алгоритма, является предметом исследования.

Решение с помощью МС. МС опирается на следующие выражения для оптимальной оценки и ковариационной матрицы её ошибки [9]:

$$\hat{x} = \int_{-\infty}^{+\infty} x f(x/y) dx, \quad P = \int_{-\infty}^{+\infty} (x - \hat{x})(x - \hat{x})^T f(x/y) dx,$$

где $f(x/y)$ - АП.

Рабочими формулами МС являются

$$\hat{x}^{MC} = \sum_{j=1}^L \mu^j x^j, \quad P^{MC} = \sum_{j=1}^L x^j (x^j)^T \mu^j + \hat{x}^{MC} (\hat{x}^{MC})^T,$$

где x^j - узел сетки, $\mu^j \propto f(x^j)$ - веса, L - общее число узлов.

В качестве центра сетки принимается значение ИФК-оценки координат \hat{x}^N . Размер сетки определяется на основе среднеквадратических погрешностей (СКП) из ковариационной матрицы P^N , также рассчитанной в ИФК. Количество узлов варьируется от 16000 до 230000 в зависимости от P^N . Расстояние между узлами сетки – 1 метр. Дальнейшее увеличение числа узлов не приводит к улучшению результатов, что позволяет считать результаты МС оптимальными, т.е. $\hat{x}^{MC} \approx \hat{x}$ и $P^{MC} \approx P$.

Результаты моделирования. Моделировались погрешности измерений и погрешности априорных координат при фиксированных координатах АНПА и маяков. Рассмотрены благоприятная и неблагоприятная с точки зрения достижимой точности конфигурации из трех маяков (м1, м2, м3) относительно АНПА, который находится в начале системы координат (см. рис. 1). Приняты следующие значения СКО помех измерений и СКП априорных координат: $\sigma_\delta = \sigma_v = 10$ м, $\sigma_{\Delta x} = 270$ м.

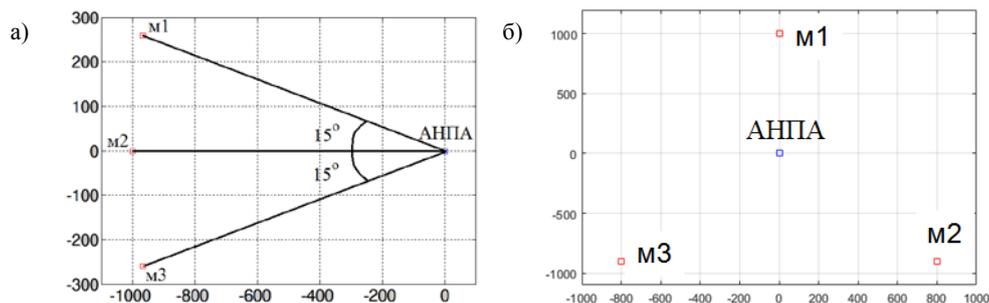


Рис. 1. Неблагоприятная а) и благоприятная б) конфигурации маяков.

На рис. 2 приведены результаты моделирования для одной реализации погрешностей при неблагоприятной конфигурации маяков. Из него видно, что в ИФК двух итераций недостаточно для сходимости оценки. Различие оценок после первой и второй итерации существенно больше, чем между второй и последующими. При этом разница между оценками после второй и последующими итерациями составляет порядка 11 метров. После третьей итерации оценка сходится, т.е. дальнейшее увеличение итераций не приводит к ее изменению. Отметим, что оценка МС не вполне совпадает с максимумом АП - $\hat{x}^{MC} \neq \underset{x}{\max} f(x/y) = \hat{x}^5$ - из-за несимметричной формы АП.

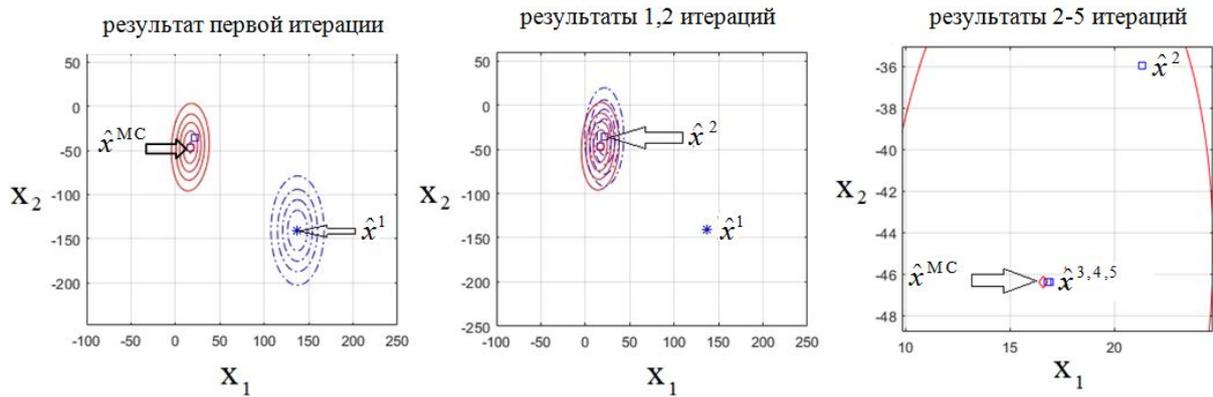


Рис. 2. Результаты ИФК и МС для неблагоприятной конфигурации маяков. Красным показаны изолинии АП, полученные МС, а синим – изолинии гауссовской аппроксимации АП, которая определяется по результатам ИФК.

Для получения обобщенной характеристики эффективности ИФК было промоделировано 2000 случайных реализаций измерений и априорных значений координат. ИФК и МС обрабатывали одни и те же реализации. По результатам работы каждого из этих методов вычислены действительные и расчетные значения СКП [9]. Расчетные СКП получены путем осреднения P^N , а действительные рассчитаны на основе погрешностей оценок \hat{x}^N . На рис. 3 приведены расчетные и действительные СКП для ИФК и для МС.

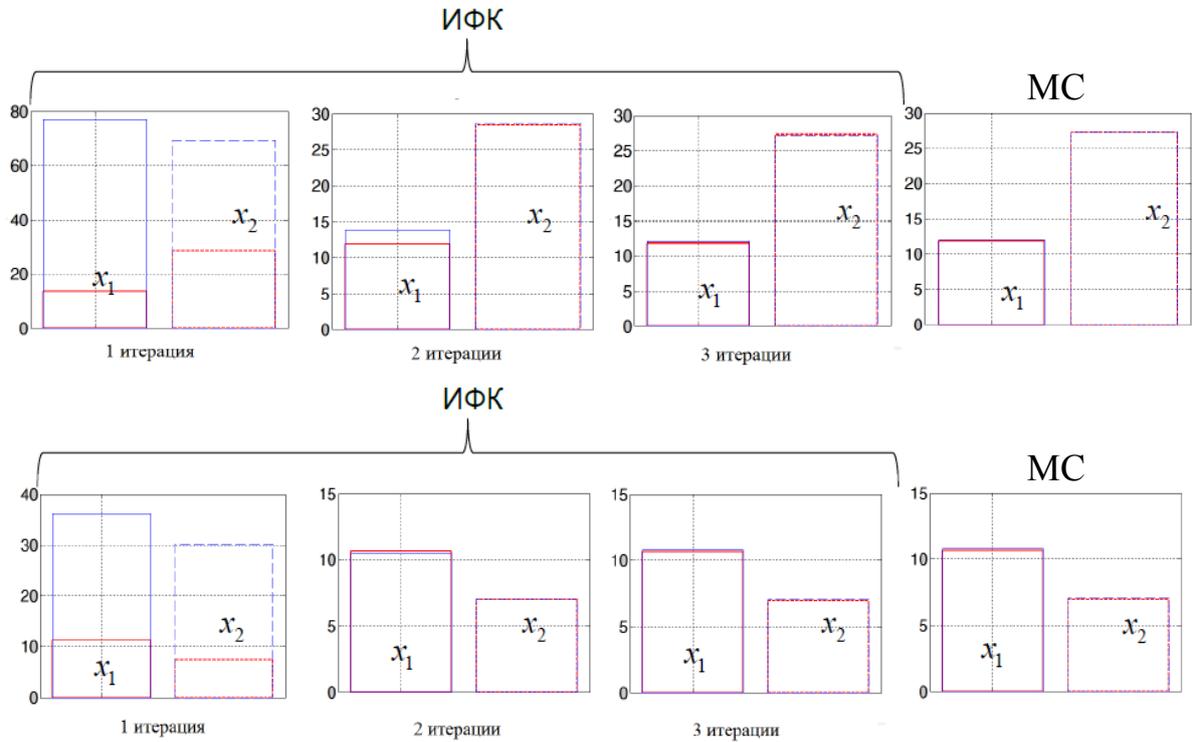


Рисунок 3. Действительные (—) и расчетные (---) СКП для неблагоприятного (вверху) и благоприятного (внизу) расположения маяков.

Из верхних графиков рис. 3. видно, что расчетные СКП для ИФК в неблагоприятном случае становятся адекватными после трех итераций и близки к оптимальным, которые получены с помощью МС. В этом случае после первой итерации расчетная СКП в 6 раз меньше действительной, а после второй итерации меньше на 15%. При благоприятном же расположении маяков достаточно двух итераций для того, чтобы СКП оказались близки к оптимальным.

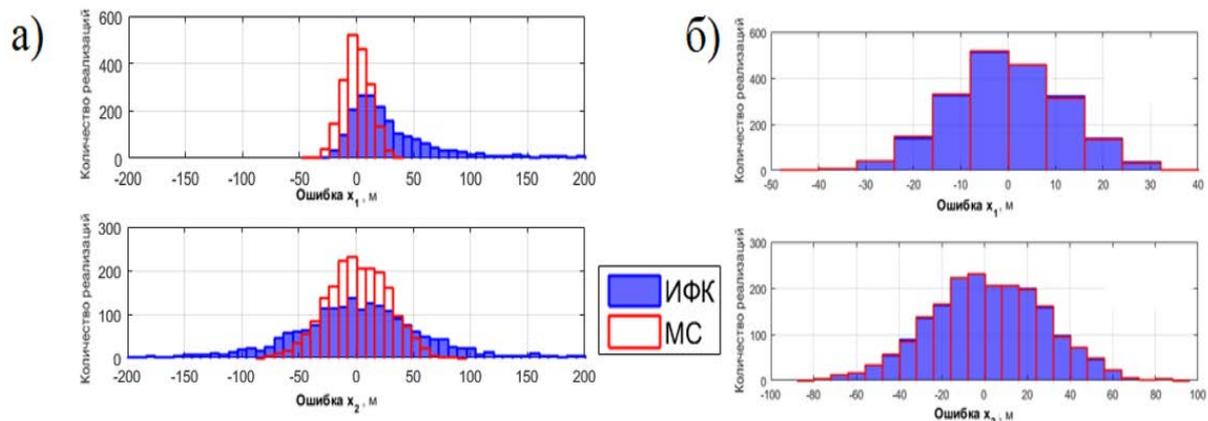


Рис. 4. Распределение ошибок оценок при неблагоприятной конфигурации маяков, а) после первой итерации в ИФК, б) после третьей итерации в ИФК.

На рис. 4 приведены гистограммы ошибок оценок координат для МС и ИФК. Погрешности ИФК после первой итерации явно имеют негауссовское распределение, а после третьей итерации распределение приобретает форму, близкую к гауссовской. Погрешности МС имеют распределение, близкое к гауссовскому.

Отдельно стоит сказать об известной проблеме ИФК – сходимости оценки не к глобальному, а к локальному максимуму АП. При СКП априорных координат $\sigma_{\Delta x} = 270$ м, которая использовалась в рассмотренных выше примерах, эта проблема не наблюдается. Она начинает проявляться уже при $\sigma_{\Delta x} = 300$ м. В случае $\sigma_{\Delta x} = 500$ м около 3% оценок не сходятся к глобальному максимуму АП. Это приводит к тому, что расчетная и действительная СКП ИФК в несколько раз отличаются между собой вне зависимости от количества итераций.

Заключение. Проанализирована эффективность использования ИФК на примере простейшей задачи определения координат АНПА по измерениям дальностей до маяков путем сравнения с решением по МС. Установлено, что в случае СКП априорных координат 270 м при неблагоприятном расположении маяков относительно АНПА в ИФК достаточно трех итераций, для того чтобы расчетные и действительные СКП совпадали. При этом результаты ИФК близки к результатам МС, обеспечивающие оптимальное решение. При благоприятной конфигурации маяков в ИФК достаточно двух итераций для получения результатов близких к оптимальным. В случае СКП априорных координат на уровне 500 м около 3% оценок не сходятся к глобальному максимуму АП, что приводит к радикальному расхождению действительных и расчетных СКП. Решение этой проблемы является предметом дальнейших исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Paull, L., Saeedi, S., Seto M., Li H., AUV Navigation and Localization: A Review, IEEE Journal of oceanic engineering, 2014, vol. 39, no. 1, pp. 131–149.
2. Кебкал К.Г., Машошин А.И. Гидроакустические методы позиционирования автономных необитаемых подводных аппаратов // Гирокоспия и навигация. 2016. №3. С. 115–130.
3. Ю.В. Матвиенко, А.В. Инзарцев, Л.В. Киселев, А.Ф. Щербатюк. Перспективы повышения эффективности автономных подводных роботов // Известия ЮФУ. Технические науки, 2016. С. 123–141
4. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. СПб: Университет ИТМО, 2017. 196 с.
5. Д. А. Кошаев. Многоальтернативный алгоритм одномаяковой навигации автономного необитаемого подводного аппарата без априорных данных о его местоположении. Часть 1. Математическое описание // Гирокоспия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 109–130.
6. Д. А. Кошаев. Многоальтернативный алгоритм одномаяковой навигации автономного необитаемого подводного аппарата без априорных данных о его местоположении. Часть 2. Моделирование // Гирокоспия и навигация. 2020. Том 28. №3 (110). С. 76–94.
7. Степанов О. А., А. Б. Торопов, Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 2 Современные тенденции развития. // Гирокоспия и навигация, 2015. № 4 (91). С. 147–159.
8. Клюева С.Ф. Синтез алгоритмов батиметрических систем навигации / С.Ф. Клюева, В.В. Завьялов // Владивосток: Мор. гос. ун-т, 2013. 132 с.

9. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. 3-е изд. СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ Электроприбор, 2003.

V.V. Bogomolov (Concern “Elektroprigor”, JSC, St Petersburg). **Efficiency analysis of nonlinear solutions to the problem of underwater vehicles navigation**

Abstract. The efficiency analysis of the iterated Kalman filter and the grid method was performed based on modelling to solve the problem of the autonomous unmanned underwater vehicle navigation with distances to beacons and high a priori coordinate uncertainty. Favorable and unfavorable beacon configurations were considered from the point of view of the achievable accuracy.

УДК 621.391.172

В. А. ВАСИЛЬЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)

А.Б. ТОРОПОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СОПОСТАВЛЕНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ И ЛИНЕЙНОГО ОПТИМАЛЬНОГО АЛГОРИТМОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ ПО ГЕОФИЗИЧЕСКИМ ПОЛЯМ

Применительно к задаче навигации по геофизическим полям проводится сопоставление субоптимального рекуррентного алгоритма, основанного на методе полиномиальной фильтрации и нерекуррентных аналогов – линейного оптимального алгоритма и линейного итерационного фильтра Калмана. Приводятся результаты моделирования, включающие сопоставление рассматриваемых субоптимальных алгоритмов с точностью оптимального байесовского алгоритма.

Введение. В настоящее время существует большой арсенал алгоритмов, позволяющий решать задачу навигации по геофизическим полям [1–12]. Например, в рамках байесовского подхода, можно выделить группу субоптимальных алгоритмов, которые обеспечивают нахождение оценки при введении дополнительных допущений, таких как ограничение на класс используемых оценок или предположение о допустимости линеаризации и т.д. Преимуществом субоптимальных алгоритмов является их нетребовательность к вычислительным ресурсам. Согласно классификации, предложенной в [11], байесовские алгоритмы можно разделить на рекуррентные и нерекуррентные (пачечные). Рекуррентные субоптимальные алгоритмы, как правило, используют гауссовскую аппроксимацию плотности прогноза при обработке очередного измерения, что может приводить к неадекватности вырабатываемой характеристики точности действительным значениям. Нерекуррентные алгоритмы используют весь доступный набор измерений, накопленный к текущему моменту времени и в аппроксимации плотности не нуждаются. В настоящей работе применительно к частному случаю, когда геофизическое поле может быть описано полиномом второго порядка, проводится сопоставление нерекуррентной и рекуррентной схем реализации субоптимальных линейных и нелинейных алгоритмов, обеспечивающих нахождение байесовской оценки.

Постановка задачи. Будем полагать, что решается задача определения координат морского подвижного объекта на плоскости. При этом имеются фиксированные известные показания НС в дискретные моменты времени $y_k^{HC} = X_k + \Delta x_k$, ошибки которой $\Delta x_k = [\Delta x_k^{(1)} \quad \Delta x_k^{(2)}]^T$ считаются неизменными за время проведения обсервации. Также производятся измерения некоторого геофизического поля y_k , для которого известна его цифровая карта задаваемая известной нелинейной функцией $s(X_k)$, описывающая зависимость поля от истинных координат объекта X_k . При сделанных предположениях, осуществляя подстановку $X_k = y_k^{HC} - \Delta x_k$, можно свести задачу навигации с использованием карты геофизического поля к задаче оценивания неизвестного векторного параметра

$$\Delta x_k = \Delta x_{k-1} = \Delta x, \quad (1)$$

по n векторным измерениям

$$y_k = s(y_k^{HC} - \Delta x) + v_k, \quad (2)$$

где v_k – вектор неизвестных значений суммарных ошибок карты и измерителя. Будем считать, что неизвестный вектор Δx является гауссовским случайным вектором с известным математическим ожиданием $\Delta \bar{x}^{HC}$ и матрицей ковариаций P_0 , а ошибки измерений v_k представляют собой дискретный центрированный гауссовский белый шум, некоррелированный с Δx , с матрицей ковариаций R_k .

Требуется найти оптимальную в среднеквадратическом смысле оценку ошибок НС и соответствующую матрицу ковариаций. Известно, что общее решение поставленной задачи заключается в отыскании условного среднего, минимизирующего байесовские потери [2, 3].

В настоящей работе рассматривается частный случай этой задачи, когда цифровая карта в области решения задачи коррекции НС может быть представлена полиномом второй степени от вектора плоских координат

$$s(X_k) = H^0 + H^x X_k + X_k^T H^{xx} X_k, \quad (3)$$

где H^0 , H^x , H_k^{xx} – скалярная величина и матрицы размерности 1×2 и 2×2 соответственно, H_k^{xx} симметричная матрица, предполагаемые известными. Если воспользоваться этими обозначениями, то измерения (2) относительно погрешности выработки координат места НС приобретают следующий вид

$$y_k = \tilde{H}_k^0 + \tilde{H}_k^x \Delta x + \Delta x^T \tilde{H}_k^{xx} \Delta x + v_k, \quad (4)$$

где скалярная величина \tilde{H}_k^0 и матрицы \tilde{H}_k^x , \tilde{H}_k^{xx} определяются следующими соотношениями:

$$\tilde{H}_k^0 = H^0 + H^x y_k^{HC} + (y_k^{HC})^T H^{xx} y_k^{HC}, \quad \tilde{H}_k^x = \left(-H^x - 2(y_k^{HC})^T H^{xx} \right), \quad \tilde{H}_k^{xx} = H^{xx}. \quad (5)$$

Сопоставляемые линейные и нелинейные рекуррентные и нерекуррентные алгоритмы калмановского типа. В качестве рекуррентного алгоритма калмановского типа был использован рекуррентный алгоритм полиномиальной фильтрации [9, 13, 14]. Для сравнения были выбраны два нерекуррентных алгоритма – линейный нерекуррентный алгоритм полиномиальной фильтрации и нелинейный нерекуррентный итерационный фильтр Калмана. В рассматриваемой задаче нерекуррентный полиномиальный фильтр представляет собой реализацию линейного оптимального алгоритма [15].

Результаты моделирования. Для сравнения алгоритмов и оценки их эффективности при решении рассматриваемой задачи было проведено ее моделирование. В ходе моделирования рассчитывались значения действительных и расчетных среднеквадратических ошибок (СКО) оценивания, вычисляемых с использованием сопоставляемых алгоритмов, по аналогии с тем, как это описано, например, в [12, 13].

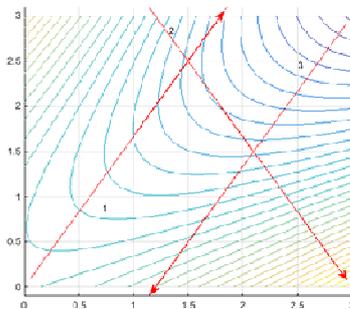


Рис.1. Вид изолиний поля и траектории движения при моделировании.

Расчеты проводились для трех траекторий движения, представленных на рис.1. Траектории отличаются выбором начальной точки и направлением.

При моделировании были приняты следующие значения: цифровая карта в области решения задачи коррекции НС представлена полиномом второй степени от вектора плоских координат объекта в соответствии с выражением (3), при этом $H_0^x = 0$, $H_k^x = [0.2 \quad -0.5]$ мГал/км $H_k^{xx} = \begin{bmatrix} 0.3 & -0.45 \\ -0.45 & 0.4 \end{bmatrix}$ мГал/км²; $P_0 = \text{diag}(0.25, 0.25)$ км²; $\Delta \bar{x}_0 = [0.3 \quad -0.4]^T$ км; интервал дискретизации составлял $\Delta t = 10$ с; СКО шума измерений составляло 0.16 мГал. При вычислении характеристик точности использовалось 1000 реализаций.

Результаты моделирования приведены на рис. 2, на котором представлены: фиолетовая (рас-

четная) и синяя (действительная) кривые, соответствующие среднеквадратическому отклонению (СКО) оптимального алгоритма (OPT), реализуемому с использованием фильтра частиц [13, 16] (количество частиц 500); красная (расчётная) и зеленая (действительная) кривые, соответствующие СКО алгоритма полиномиальной фильтрации (PF); красная прерывистая (расчетная) и синяя (действительная) прерывистая – СКО линейного оптимального алгоритма (LOA); светло-зеленая сплошная (расчетная) и розовая (действительная) прерывистая – СКО итерационного алгоритма (It).

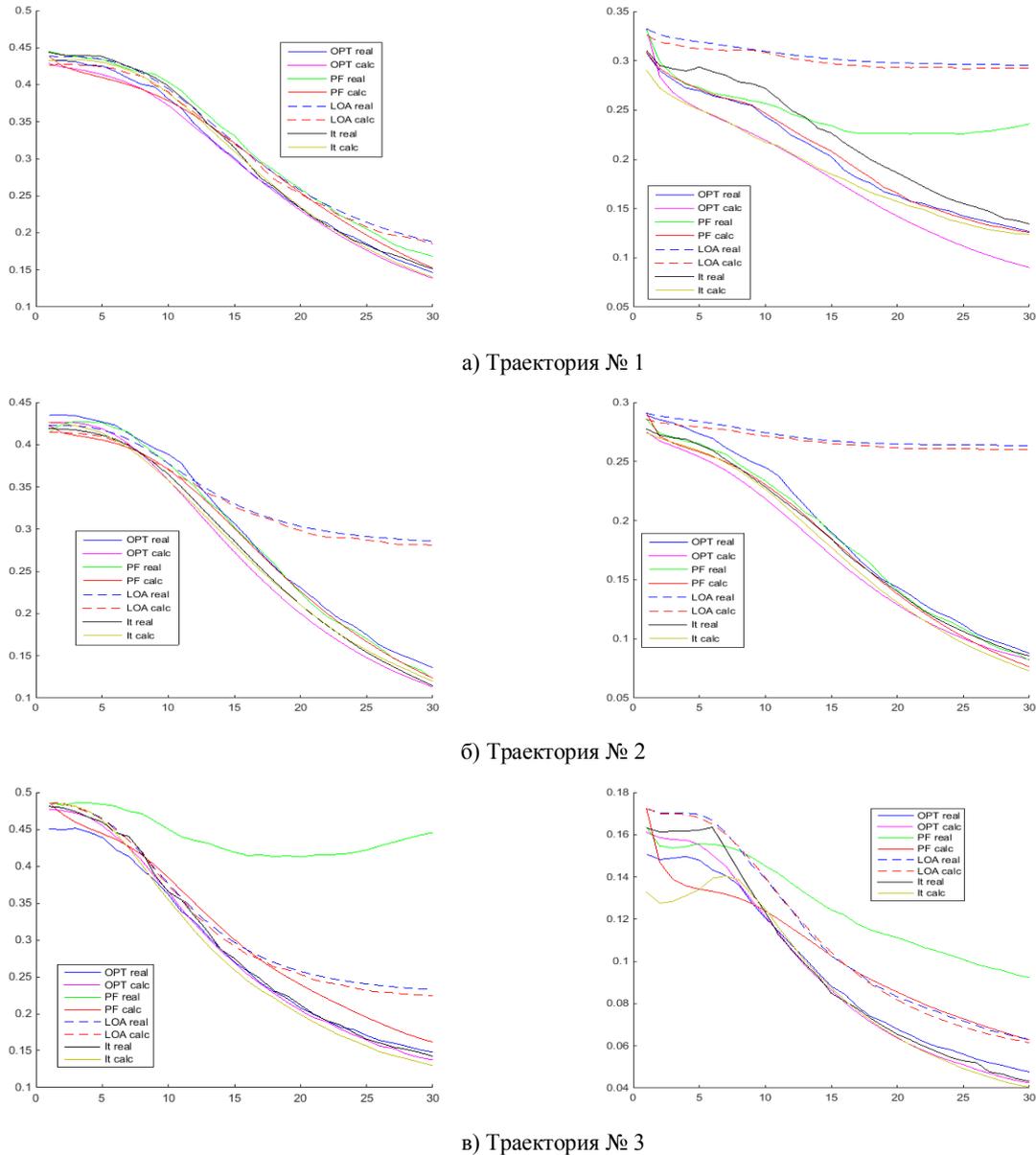


Рис 2. Действительные и расчетные среднеквадратические ошибки оценивания точности Δx_1 и Δx_2 оценивания для различных алгоритмов

Выводы. Применительно к задаче навигации по геофизическим полям проведено сопоставление субоптимальных линейных и нелинейных алгоритмов, построенных по рекуррентной и нерекуррентной схемам. Путем моделирования проведено их сопоставление, включая сопоставление с оптимальным байесовским алгоритмом и нерекуррентным итерационным фильтром Калмана. Показано, что при описании поля в виде квадратичной функции рекуррентный полиномиальный фильтр и линейный оптимальный алгоритм не позволяют получить точность, близкую к потенциальной. При этом линейный оптимальный алгоритм обеспечивает совпадение расчетной и действительной характеристик точности, в то время как у рекуррентного по-

линомиального фильтра это свойство не всегда выполняется. Линейный оптимальный алгоритм может быть интерпретирован как алгоритм, основанный на статистической линеаризации, в котором учитывается наличие методической ошибки, вызванной линеаризацией, и ее уровень зависит от начальной матрицы ковариаций вектора состояния. Итерационный фильтр Калмана не учитывает ошибку линеаризации. Однако при «удачном» выборе точки линеаризации и одноэкстремальной апостериорной плотности этот фильтр при его нерекуррентной реализации позволяет получить точность, близкую к потенциальной, и вырабатывает адекватную характеристику точности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Красовский, А. А., Белоглазов, И. Н. и Чигин Г. П.** Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. Наука, 1979.
2. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2003, 369 с.
3. **Bergman, N.**, Recursive Bayesian estimation: Navigation and tracking applications, Sweden, Linkoping University, 1999, 219 p.
4. **Дунаевская К.В., Киселев Л.В., Костоусов В.Б.** Исследования метода вычисления текущей характеристики точности в задаче навигации по картам геофизических полей // Гироскопия и навигация, 2021. Т. 29, № 1 (112), с. 52–69.
5. **Джанджгава Г.И., Августов Л.И.** Навигация по геополям. Научно-методические материалы. М.: ООО "Научтехлитиздат", 2018. 296 с.
6. **S. Carreno, P. Wilson, P. Ridaio, and Y. Petillot**, "A survey on Terrain Based Navigation for AUVs", in OCEANS 2010 MTS/IEEE Seattle, Sep. 2010, p. 1-7, doi: 10.1109/OCEANS.2010.5664372.
7. **D. Vaman**, "TRN history, trends and the unused potential", in 2012 IEEE/AIAA 31st Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2012, p. 1A3-1-1A3-16, doi: 10.1109/dasc.2012.6382278.
8. **О. А. Степанов и А. Б. Торопов.** Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 1. Обзор алгоритмов. Гироскопия и навигация, т. 23, № 3, с. 102–125, 2015, doi: 10.17285/0869-7035.2015.23.3.102-125.
9. **Степанов, О.А., Торопов А.Б., Васильев, В.А.** Решение задачи навигации по геофизическим полям с использованием алгоритма полиномиальной фильтрации// Сборник трудов XXV международной конференции по интегрированным навигационным системам 2018 г.
10. **J. Melo and A. Matos**, "Survey on advances on terrain based navigation for autonomous underwater vehicles", Ocean Engineering, vol. 139, p. 250-264, Jul. 2017, doi: 10/gbkwpd.
11. **Степанов, О. А., Носов, А. С., Торопов А. Б.** О классификации алгоритмов решения задачи навигации по геофизическим полям// Сборник трудов XXVII международной конференции по интегрированным навигационным системам 2020 г.
12. **О. А. Степанов, А. С. Носов.** Алгоритм коррекции навигационной системы по данным карты и измерителя, не требующий предварительного оценивания значений поля вдоль пройденной траектории // Гироскопия и навигация, Т. 28, №. 2, с. 70–90, 2020, doi: 10.17285/0869-7035.0029
13. **В.А. Васильев, А.Б. Торопов.** Оценка эффективности алгоритма полиномиальной фильтрации с использованием последовательности метода Монте-Карло в нелинейной задаче оценивания // Материалы XX КМУ «Навигация и управление движением». 2018 г.
14. **О.А. Stepanov, V.A. Vasiliev, A.B. Toropov, A.V. Loparev, M.V. Basin.** Efficiency analysis of a filtering algorithm for discrete-time linear stochastic systems with polynomial measurements // Journal of the Franklin Institute № 356 (2019) 5573-5591
15. **Степанов О. А., Торопов, А.Б.** Сравнительное исследование линейного и нелинейного оптимальных алгоритмов оценивания в задачах обработки навигационной информации // Гироскопия и навигация. 2010. № 3 (70). С. 24–36.
16. **Степанов О. А., Торопов, А.Б.** Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации. В сборнике: XII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 3324-3337.

V.A. Vasiliev (Concern CSRI Elektroprigor, JSC, Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI"), **A.B. Toropov** (Concern CSRI Elektroprigor, JSC). **Comparison of nonlinear and linear optimal algorithms in solving the problem of map-aided navigation**

Abstract. In the context of the problem of map-aided navigation, a comparison is made between a suboptimal recurrent algorithm, based on the polynomial filtering method, and non-recurrent analogs - a linear optimal algorithm and a linear iterative Kalman filter. The simulation results are presented, including comparison of the considered suboptimal algorithms with the accuracy of the optimal Bayesian algorithm.

УДК 681.51

А.М. ИСАЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

В. А. ТУПЫСЕВ

(Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения)

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ФИЛЬТРА С ЛОКАЛЬНЫМИ ИТЕРАЦИЯМИ ПРИ НЕЛИНЕЙНОСТЯХ В УРАВНЕНИЯХ ДИНАМИКИ И ИЗМЕРЕНИЙ

Рассмотрены особенности применения фильтра с локальными итерациями при нелинейностях в уравнениях динамики и измерений. Эффективность предложенного фильтра проиллюстрирована на примере задачи идентификации неизвестных параметров модели погрешности системы счисления пути, корректируемой по измерениям дальности до двух маяков ответчиков.

Введение. На практике при решении навигационных задач в большинстве случаев модели измерений и модели, описывающие поведение динамической системы нелинейны. Для обработки нелинейных измерений используются алгоритмы решения задач оценивания разной степени сложности: нелинейные алгоритмы оптимального оценивания [1-3], полиномиальные алгоритмы [4,5], фильтры калмановского типа [1,2,6,7]. Однако в отечественной и зарубежной литературе случай, когда нелинейность содержится в уравнениях динамики при решении задач обработки навигационной информации обсуждается, по мнению авторов, крайне редко. Обычно учитывается лишь нелинейность уравнений измерений [5, 6]. В связи с этим представляет определенный интерес рассмотреть особенности применения одного из часто используемых фильтров - фильтра с локальными итерациями при нелинейном характере не только уравнений измерений, но и уравнений динамики.

Суть применения фильтра с локальными итерациями при нелинейности в уравнениях динамики и измерений. Рассмотрим метод итераций применительно к случаю, когда нелинейными являются не только уравнения измерений, но и уравнения динамики, полагая, что поведение динамической системы и проводимые измерения описываются уравнениями:

$$X(k) = \chi_F(X(k-1)) + w(k), w(k) \in N\{w(k); 0, Q(k)\}, \quad (1)$$

$$Y(k) = \chi_Y(X(k)) + v(k), v(k) \in N\{v(k); 0, R(k)\}, \quad (2)$$

где $\chi_F(X(k-1)), \chi_Y(X(k))$ – известные нелинейные функции, $w(k), v(k)$ – некоррелированные между собой центрированные дискретные белые шумы с невырожденными матрицами ковариаций $Q(k)$ и $R(k)$ соответственно.

В рассматриваемом методе итераций производится уточнение точек линеаризации уравнений динамики, зависящих от точек линеаризации на $(k-1)$ -м шаге по результатам текущих измерений. С учётом этого, введем в рассмотрение расширенный вектор $X_p(k) = [X^T(k-1), X^T(k)]^T$, включающий состояние системы на двух шагах. Будем полагать, что по результатам обработки измерений на $(k-1)$ -м шаге проведена гауссовская аппроксимация апостериорной плотности, с учетом которой вектор распределен по нормальному закону с параметрами $X(k-1) \in N\{X(k-1); \hat{X}(k-1), P(k-1)\}$.

Легко показать, что при этом апостериорная плотность для моделей, описываемых уравнениями (1), (2) с точностью до нормирующей константы на текущем шаге может быть представлена в виде

$$\pi'(X_p(k)) \approx \exp\{-0.5\varphi(X_p(k))\}, \quad (3)$$

где

$$\varphi(X_p(k)) = [X(k) - \chi_F(X(k-1))]^T Q^{-1} [X(k) - \chi_F(X(k-1))] + [X(k-1) - \hat{X}(k-1)]^T P^{-1} (k-1) [X(k-1) - \hat{X}(k-1)] + [Y(k) - \chi_Y(X(k))]^T R^{-1} [Y(k) - \chi_Y(X(k))]. \quad (4)$$

В методе предполагается выработка оценок вектора $X_p(k)$ в виде значений этого вектора, обеспечивающих максимум апостериорной плотности, что эквивалентно определению минимума функции $\varphi(X_p(k))$.

Целесообразно использование для этой цели алгоритма Гаусса-Ньютона [7]. Применительно к нашему случаю суть этого алгоритма заключается в минимизации квадратичной формы [7]

$$g(x) = q(x)^T A q(x) \quad (5)$$

путем рекуррентного алгоритма, заключающегося в линеаризации функции $g(x)$ в окрестности некоторой точки $x^{(s)}$, где s – номер шага рекуррентности.

$$g(x) \approx [q(x^{(s)}) + q'(x^{(s)})(x - x^{(s)})]^T A [q(x^{(s)}) + q'(x^{(s)})(x - x^{(s)})], \quad (6)$$

где $q'(x^{(s)}) = \left. \frac{dq}{dx} \right|_{x=x^{(s)}}$.

Точки $x^{(s+1)}$, определяется рекуррентным выражением

$$x^{(s+1)} = x^{(s)} - [(q'(x^{(s)}))^T A q'(x^{(s)})]^{-1} (q'(x^{(s)}))^T A q(x^{(s)}). \quad (7)$$

Отмечается [7], что этот алгоритм обеспечивает достаточно быструю сходимость к локальному минимуму функции $g(x)$.

Заметим, что функция (4) является частным случаем функции (5) при

$$A = \text{diag}\{Q^{-1}(k), P^{-1}(k-1), R^{-1}(k)\}, \quad (8)$$

Конкретизируем вид рекуррентного соотношения (7) применительно к нашему случаю:

$$q(x)^T = |[X(k) - \chi_F(X(k-1))]^T, [X(k-1) - \hat{X}(k-1)]^T, [Y - \chi_Y(X(k))]^T|. \quad (9)$$

Для того, чтобы найти точку линеаризации найдем производную $q'(x^{(s)})^T$:

$$q'(x^{(s)})^T = \left| \begin{array}{ccc} -\Phi^{(s)T}(k) & E & 0 \\ E & 0 & -H^{(s)T}(k) \end{array} \right|, \quad (10)$$

где $\Phi^{(s)}(k) = \left. \frac{\delta \chi_F(X(k-1))}{\delta X^T(k-1)} \right|_{X(k-1)=X^{(s)}(k-1)}$, $H^{(s)}(k) = \left. \frac{\delta \chi_Y(X(k))}{\delta X^T(k)} \right|_{X(k)=X^{(s)}(k)}$.

Определяя $[(q'(x^{(s)}))^T A q'(x^{(s)})]^{-1}$ для вектора $X_p(k) = [X^T(k-1), X^T(k)]^T$ получено следующее выражение:

$$\begin{aligned} & [(q'(x^{(s)}))^T A q'(x^{(s)})]^{-1} = \\ & = \left(\left| \begin{array}{ccc} -\Phi^{(s)T}(k) & E & 0 \\ E & 0 & -H^{(s)T}(k) \end{array} \right| \left| \begin{array}{ccc} Q^{-1}(k) & 0 & 0 \\ 0 & P^{-1}(k-1) & 0 \\ 0 & 0 & R^{-1}(k) \end{array} \right| \left| \begin{array}{cc} -\Phi^{(s)}(k) & E \\ E & 0 \\ 0 & -H^{(s)}(k) \end{array} \right| \right)^{-1} = \\ & = \left(\left| \begin{array}{cc} \Phi^{(s)T}(k)Q^{-1}(k)\Phi^{(s)}(k) + P^{-1}(k-1) & -\Phi^{(s)T}(k)Q^{-1}(k) \\ -Q^{-1}(k)\Phi^{(s)}(k) & Q^{-1}(k) + H^{(s)T}(k)R^{-1}(k)H^{(s)}(k) \end{array} \right| \right)^{-1}, \quad (11) \end{aligned}$$

которое после несложных преобразований с использованием формул обращения матриц приводится к виду:

$$\left(\left| \begin{array}{cc} \Phi^{(s)T}(k)Q^{-1}(k)\Phi^{(s)}(k) + P^{-1}(k-1) & -\Phi^{(s)T}(k)Q^{-1}(k) \\ -Q^{-1}(k)\Phi^{(s)}(k) & Q^{-1}(k) + H^{(s)T}(k)R^{-1}(k)H^{(s)}(k) \end{array} \right| \right)^{-1} = \left| \begin{array}{cc} P_0^{(s)} & P_2^{(s)} \\ P_2^{(s)T} & P_1^{(s)} \end{array} \right|, \quad (12)$$

где:

$$P_0^{(s)} = P(k-1) - P(k-1)\Phi^{(s)T}(k)L^{(s)}(k)^{-1}(L^{(s)}(k) - P^{(s)}(k))L^{(s)}(k)^{-1}\Phi^{(s)}(k)P(k-1),$$

$$P_1^{(s)} = P^{(s)}(k),$$

$$P_2^{(s)} = P(k-1)\Phi^{(s)T}(k)L^{(s)}(k)^{-1}P^{(s)}(k),$$

$$P_2^{(s)T} = P^{(s)}(k)L^{(s)}(k)^{-1}\Phi^{(s)}(k)P(k-1),$$

$$P^{(s)}(k) = L^{(s)}(k)^{-1} + H^{(s)T}(k)R^{-1}(k)H^{(s)}(k),$$

$$L^{(s)}(k) = \Phi^{(s)}(k)P(k-1)(\Phi^{(s)}(k))^T + Q(k).$$

Аналогично, находя $q'(x^{(s)})^T A q(x^{(s)})$, для вектора $X^{(s)}_p(k) = [(X^{(s)}(k-1))^T, (X^{(s)}(k))^T]^T$ получим

$$q'(x^{(s)})^T A q(x^{(s)}) =$$

$$= \left| \begin{array}{ccc|ccc} -\Phi^{(s)T}(k) & E & 0 & Q^{-1}(k) & 0 & 0 \\ E & 0 & -H^{(s)T}(k) & 0 & P^{-1}(k-1) & 0 \\ & & & 0 & 0 & R^{-1}(k) \end{array} \right| \left| \begin{array}{c} X^{(s)}(k) - \chi_F(X^{(s)}(k-1)) \\ X^{(s)}(k-1) - \hat{X}(k-1) \\ Y(k) - \chi_Y(X^{(s)}(k)) \end{array} \right| =$$

$$= \left| \begin{array}{c} -\Phi^{(s)T}(k)Q^{-1}(k)[X^{(s)}(k) - \chi_F(X^{(s)}(k-1))] + P^{-1}(k-1)[X^{(s)}(k-1) - \hat{X}(k-1)] \\ Q^{-1}(k)[X^{(s)}(k) - \chi_F(X^{(s)}(k-1))] - H^{(s)T}(k)R^{-1}(k)[Y(k) - \chi_Y(X^{(s)}(k))] \end{array} \right|. \quad (13)$$

Тогда уравнение для расчёта точек линеаризации примет вид:

$$\left| \begin{array}{c} X^{(s+1)}(k-1) \\ X^{(s+1)}(k) \end{array} \right| = \left| \begin{array}{c} X^{(s)}(k-1) \\ X^{(s)}(k) \end{array} \right| - \left| \begin{array}{cc} P_0^{(s)} & P_2^{(s)} \\ P_2^{(s)T} & P_1^{(s)} \end{array} \right| =$$

$$= \left| \begin{array}{c} -\Phi^{(s)T}(k)Q^{-1}(k)[X^{(s)}(k) - \chi_F(X^{(s)}(k-1))] + P^{-1}(k-1)[X^{(s)}(k-1) - \hat{X}(k-1)] \\ Q^{-1}(k)[X^{(s)}(k) - \chi_F(X^{(s)}(k-1))] - H^{(s)T}(k)R^{-1}(k)[Y(k) - \chi_Y(X^{(s)}(k))] \end{array} \right|.$$

Поведение вектора $X(k)$ может быть описано уравнением:

$$X(k) = \chi_F(X^{(s)}(k-1)) + \Phi^{(s)}(k)[X(k-1) - X^{(s)}(k-1)] + w(k), \quad (15)$$

Используя (17) и находя прогноз этого вектора, получим:

$$\tilde{X}(k) = \chi_F(X^{(s)}(k-1)) + \Phi^{(s)}(k)[\tilde{X}(k-1) - X^{(s)}(k-1)]. \quad (16)$$

При этом ковариационная матрица этого вектора будет определяться уравнением:

$$P^{(s)}(k) = M\{(X(k) - \tilde{X}(k))(X(k) - \tilde{X}(k))^T\} = \Phi^{(s)}(k)P(k-1)\Phi^{(s)T}(k) + Q(k). \quad (17)$$

Параметры $P^{(s)}(k)$ и $X^{(s)}(k)$, полученные на последней итерации, используются для гауссовской аппроксимации апостериорной плотности вектора $X(k)$. Таким образом, синтезируемый фильтр представляет собой комбинацию двух рекуррентных схем: обобщенного фильтра Калмана последовательно обрабатывающего поступающие измерения и предварительных вспомогательных итераций типа (14). Ввиду быстрой сходимости алгоритма Гаусса-Ньютона [7] достаточно ограничиться несколькими итерациями.

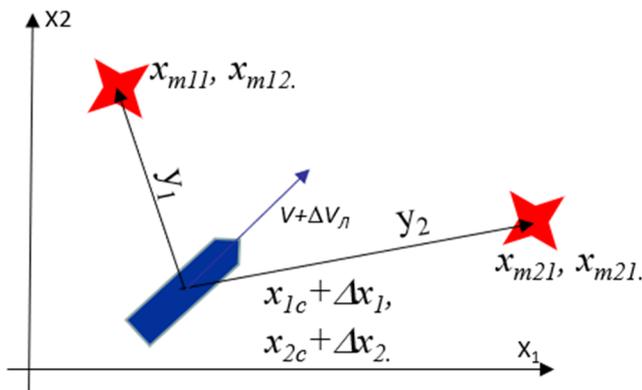


Рис. 1. Траектория и взаимное расположение объекта и ориентиров

Результаты моделирования. Рассмотрим решение задачи идентификации параметров модели погрешности системы счисления пути, корректируемой по измерениям дальности до двух маяков ответчиков [9,10] при использовании фильтра с локальными итерациями и, для сравнения эффективности, при использовании обобщенного фильтра калмановского типа. Для наглядности взаимное расположение объекта и ориентиров приведено на рис.1, где $x_{1c}(k)$, $x_{2c}(k)$ – координаты объекта по данным системы счисления, $x_{mi}(k)$, $i = 1,2, j = 1,2$ – известные координаты маяков,

$\Delta x_1(k), \Delta x_2(k)$ - подлежащие оцениванию погрешности системы счисления, $y_1(k), y_2(k)$ - измерения дальности до ориентиров.

$$y_1(k) = \sqrt{(x_{1c}(k) + \Delta x_1(k) - x_{m12}(k))^2 + (x_{2c}(k) + \Delta x_2(k) - x_{m21}(k))^2} + v_1(k), \quad (18)$$

$$y_2(k) = \sqrt{(x_{1c}(k) + \Delta x_1(k) - x_{m12}(k))^2 + (x_{2c}(k) + \Delta x_2(k) - x_{m22}(k))^2} + v_2(k), \quad (19)$$

где $v_1(k), v_2(k)$ – ошибки измерений, представляющие собой не коррелированные между собой центрированные дискретные белые шумы с одинаковой дисперсией r^2 .

Предполагается, что основным источником погрешности системы счисления, являются погрешности измерений скорости относительным лагом ΔV_n , которые могут быть описаны марковским процессом первого порядка с неизвестным интервалом корреляции $1/\alpha_n$. В этом случае, для решения задачи идентификации α_n по измерениям (18), (19) можно рассмотреть вектор состояния: $X = [\Delta x_1, \Delta x_2, \Delta V_n, \alpha_n]^T$, где

$$\Delta V_n(k) = (1 - \alpha_n \Delta t) \Delta V_n(k - 1) + w_L(k), \quad (20)$$

$$\Delta x_1(k) = \Delta V_n(k - 1) \cos K(k), \quad (21)$$

$$\Delta x_2(k) = \Delta V_n(k - 1) \sin K(k), \quad (22)$$

$$\alpha_n(k) = \alpha_n(k - 1), \quad (23)$$

K – известный курс, $w_L(k)$ – белозумная составляющая погрешности измерений скорости, представляющая собой центрированный дискретный белый шум с дисперсией Q_L , α_n – неизвестный параметр, подлежащий оцениванию.

При моделировании были использованы следующие параметры [9]:

$\alpha_n = 1,85 \times 10^{-4} \text{ с}^{-1}$, что соответствует интервалу корреляции $\tau = 1/\alpha_n = 90$ мин. Время наблюдения за процессом 10 ч., шаг дискретизации $\Delta t = 1$ с. На рис.2 (а, б) представлены графики ошибок оценок $e_\alpha = \hat{\alpha}_n - \alpha_n$, $e_v = \Delta \hat{V}_n - \Delta V_n$ (сплошные линии) и среднеквадратические отклонения (СКО) ошибок оценок параметров $\alpha_n, \Delta V_n$ (пунктирная линия, соответствующая утроенным значениям СКО, рассчитанного в ковариационном канале фильтра). При моделировании фильтра с локальными итерациями, на каждом шаге, для решения задачи сглаживания расширенного вектора состояния, проводилось 5 итераций. Чёрный цвет на графике соответствует фильтру с локальными итерациями, синий – обобщенному фильтру калмановского типа.

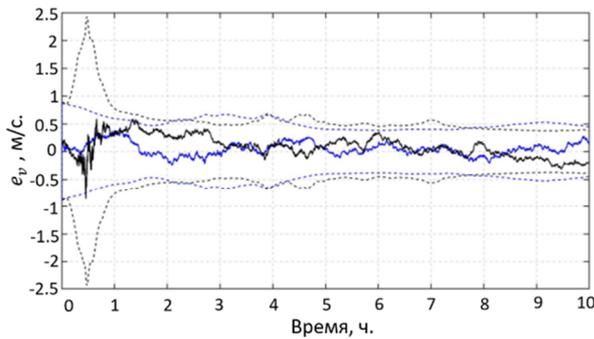


Рис.2(а). График ошибки оценки e_v

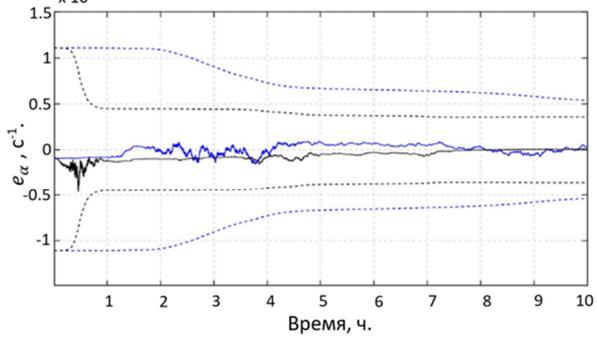


Рис.2(б). График ошибки оценки e_α

По результатам моделирования фильтр с локальными итерациями показывает более высокую эффективность в сравнении с обобщенным фильтром калмановского типа.

Заключение. В работе рассмотрены особенности реализации фильтра с локальными итерациями при нелинейностях в уравнениях измерений и динамики. Особенностью использования предложенного метода при нелинейности в уравнениях динамики является необходимость проведения итераций для решения задачи сглаживания расширенного вектора состояния, включающего вектор состояния на текущем и предыдущем шагах. Моделирование, проведенное для задачи идентификации неизвестных параметров модели погрешности системы счисления пути, показало хорошее соответствие ошибки оценки и СКО, рассчитываемой в ковариационном канале фильтра. При решении задачи оценивания в случае, когда нелинейность содержится и в

уравнениях динамики, и в уравнениях измерений фильтр с локальными итерациями показал более высокую эффективность в сравнении с обобщенным фильтром калмановского типа.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Stepanov, O.A.** Optimal and sub-optimal filtering in integrated navigation systems // in *Aerospace Navigation Systems* A. Nebylov, J. Watson, ed. New York, NY: John Wiley & Sons, Inc., 2016. - 392 p.
2. **Степанов О.А., Горопов А.Б.** Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации // Сборник XII всероссийского совещания по проблемам управления. М., 2014. С. 3324-3337.
3. **Simon D.** Optimal State Estimation. Kalman, H_∞, and Nonlinear approaches, A John Wiley & Sons, Inc., 2006, 550 p
4. **Басин М.В.** Среднеквадратическая фильтрация полиномиальных стохастических систем с мультипликативным шумом. *Автоматика и телемеханика*. 2016. №2. С. 69-93.
5. **Hernandez-Gonzalez, M., Basin, M., and Stepanov O.** Discrete-time state estimation for stochastic polynomial systems over polynomial observations. *International Journal of General Systems*. 2018. Vol. 47. Pp. 512-528.
6. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. Издание 3-е. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2003. – 370 с.
7. **Дмитриев С.П., Шимелевич Л.И.** Нелинейные задачи обработки навигационной информации. Л.: ЦНИИ «Румб», 1977. 87 с.
8. **Ортега Д., Рейнболдт В.** Итерационные методы решения нелинейных систем уравнений со многими неизвестными. М., «Мир», 1975.
9. **Тупысев В. А.** Методы синтеза алгоритмов фильтрации с гарантированным качеством оценивания параметров в задачах обработки навигационной информации: диссертация ... доктора технических наук. - Санкт-Петербург, 2011.- 244 с.: ил.
10. **Тупысев В. А., Литвиненко Ю. А., Исаев А. М.** Применение фильтров калмановского типа для обработки навигационной информации при нелинейности в уравнениях динамики и измерений // Материалы XXVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2020.

A.M. Isaev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, Saint Petersburg), **V.A. Tupysev** (State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg). **Features of applying a filter with local iterations in case of nonlinearities in the equations of dynamics and measurements**

Abstract. The features of applying a filter with local iterations in case of nonlinearities in the equations of dynamics and measurements are considered. The efficiency of the proposed filter is illustrated by an example of the problem of identifying unknown parameters of the model of the dead reckoning system error, corrected by measuring the range to two transponder beacons.

УДК 531.383

Д. Х. МУХАМЕТЗЯНОВ

(ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»)

Ю. В. ИВШИНА

(Пермский национальный исследовательский политехнический университет)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ НАКЛОННО-ПОВОРОТНОГО СТОЛА И ОШИБКИ УСТАНОВКИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА НЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА МОДУЛЯЦИОННОГО ВРАЩЕНИЯ

Рассмотрена задача определения ориентации наклонно-поворотного стола относительно горизонтальной географической системы координат с помощью бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с применением метода модуляционного вращения. Обеспечена идентификация погрешностей установки БИНС относительно наклонно-поворотного стола. Приведены результаты стендовых испытаний.

Введение. Автокомпенсация уходов гироскопов с помощью метода модуляционного вращения позволяет повышать точность бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в несколько раз, в первую очередь по курсу [1,2]. Наиболее точные морские навигационные системы на волоконно-оптических гироскопах (Кама-НС, Бемоль-НД и др.) используют модуляционное вращение. Такие системы, как правило, представляют собой вращающуюся платформу с одноосным вращением и закрепленную на ней БИНС [3].

Важнейшим инструментом, используемым при испытаниях БИНС является наклонно-поворотный стол (НПС). Поверка НПС производится с помощью специального оборудования (например, теодолитов), с периодичностью, обусловленной соответствующими требованиями контроля. Поскольку период поверки достаточно велик, то для внутреннего контроля исправности НПС предлагается использовать методику, с применением модуляционного вращения. Предлагаемый доклад посвящен определению параметров НПС с помощью БИНС, при этом в качестве подвеса, создающего модуляционное вращение, выступает сам НПС.

Математическое описание задачи. В начальный момент времени НПС, с установленной на нем БИНС, выставляется по осям горизонтальной географической системы координат (т.е. планшайба НПС имеет ориентацию $[\delta\psi, \delta\vartheta, \delta\gamma]^T$ – углы курса, тангажа и крена, которая характеризует ошибки установки НПС). Далее вокруг оси ортогональной основанию планшайбы осуществляется поворот на известный угол ρ . После чего учитывается ошибка установки БИНС на планшайбе, которая характеризуется малыми неизвестными углами вокруг поперечной и продольной осей ϑ^*, γ^* .

Показания датчиков БИНС при таком вращении могут быть описаны формулами

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_N (\cos \delta\psi \cos \rho - \sin \delta\psi \sin \rho) + U_{Up} (\vartheta^* \cos \rho + \gamma^* \sin \rho + \delta\vartheta) - \delta\vartheta\dot{\rho} + \Delta\omega_x \\ U_N (-\delta\vartheta \cos \delta\psi - \delta\gamma \sin \delta\psi - \vartheta^*) + U_{Up} - \dot{\rho} + \Delta\omega_y \\ U_N (-\cos \delta\psi \sin \rho - \sin \delta\psi \cos \rho) + U_{Up} (-\vartheta^* \sin \rho - \gamma^* \cos \rho - \delta\gamma) + \delta\gamma\dot{\rho} + \Delta\omega_z \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vartheta^* \cos \rho - \gamma^* \sin \rho + \delta\vartheta + \Delta a_x \\ 1 + \Delta a_y \\ -\vartheta^* \sin \rho - \gamma^* \cos \rho - \delta\gamma + \Delta a_z \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – показания гироскопов, $[n_x, n_y, n_z]^T$ – показания акселерометров, $[\delta\psi, \delta\vartheta, \delta\gamma]^T$ – ориентация планшайбы НПС в начальный момент времени, ϑ^*, γ^* – ошибки уста-

новки БИНС на планшайбе, U_N, U_{Up} – северная и вертикальная проекции угловой скорости вращения Земли, $\Delta\omega = [\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z]^T$ – систематические дрейфы гироскопов, $\Delta a = [\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z]^T$ – смещения нуля акселерометров.

Для нахождения оценок параметров $[\delta\psi, \delta\vartheta, \delta\gamma, \vartheta^*, \gamma^*]^T$ ставится линейная задача оценивания с вектором состояния

$$x = [A, B, \vartheta^*, \gamma^*, C, D, \Delta a_x^*, \Delta a_z^*]^T, \quad (3)$$

где

$$\begin{cases} A = U_N \cos \delta\psi + U_{Up} \vartheta^*, \\ B = U_N \sin \delta\psi - U_{Up} \gamma^*, \\ C = \delta\vartheta(U_{Up} - \dot{\rho}) + \Delta\omega_x, \\ D = -\delta\gamma(U_{Up} - \dot{\rho}) + \Delta\omega_z, \\ \Delta a_x^* = \Delta a_x + \delta\vartheta, \\ \Delta a_z^* = \Delta a_x - \delta\gamma. \end{cases} \quad (4)$$

Оценка вектора состояния проводится с помощью метода наименьших квадратов [4]. В качестве измерений используются прямые показания инерциальных датчиков БИНС при проведении стендовых испытаний вида (1)-(2).

Угол курса планшайбы определяется по формуле

$$\delta\hat{\psi} = \arctan \frac{\hat{B} + U_{Up} \hat{\gamma}^*}{\hat{A} - U_{Up} \hat{\vartheta}^*}. \quad (5)$$

Наблюдаемость погрешностей установки $\delta\vartheta, \delta\gamma$ обеспечивается за счет реверса, оценка данных параметров проводится с помощью формулы

$$\begin{cases} \delta\hat{\vartheta} = \frac{\hat{C}^2 - \hat{C}^1}{2\dot{\rho}}, \\ \delta\hat{\gamma} = \frac{\hat{D}^1 - \hat{D}^2}{2\dot{\rho}}, \end{cases} \quad (6)$$

где индексы 1 и 2 означают оценки полученные при вращении в одну и в другую сторону.

При испытаниях использовалось следующее оборудование:

- трехосный НПС Acutronic, ориентация которого подтверждена соответствующей поверкой с применением высокоточного теодолита. В результате поверки определена ориентация планшайбы НПС $[\delta\psi_{\tau}, \delta\vartheta_{\tau}, \delta\gamma_{\tau}]^T$ (эталонное значение ориентации НПС). В качестве значений угла поворота ρ используются показания вертикального датчика угла НПС, полученные при синхронной записи БИНС-НПС;
- БИНС разработки ПНППК с предельными погрешностью гироскомпасирования $0,18^\circ$ и погрешностью определения углов тангажа и крена $0,01^\circ$.

Результаты. При испытаниях осуществлялось вращение БИНС с различными периодами: 5, 10 и 30 мин. На рисунке 1 представлены полученные погрешности ориентации НПС ($\Delta i = \delta i - \delta i_{\tau}$, $i = \psi, \vartheta, \gamma$) при периоде вращения 10 мин. Как видно из графиков погрешности ориентации составляют порядка $0,01^\circ$ по курсу и менее $0,001^\circ$ по тангажу и крену.

На рисунке 2 представлены оценки ошибки установки БИНС на планшайбе. Из графиков, представленных на рисунке видна их повторяемость при разных периодах вращения с точностью не хуже $0,001^\circ$.

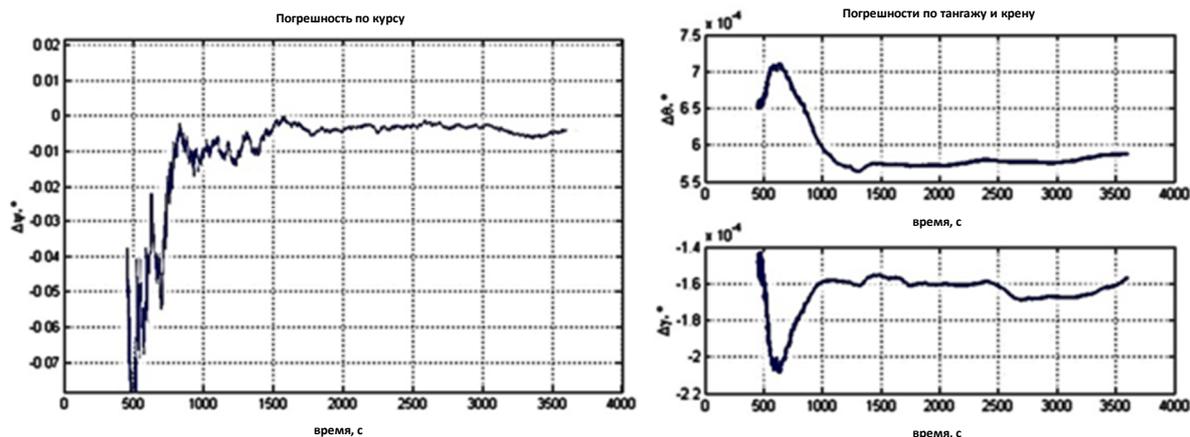


Рис. 1. Погрешности ориентации НПС

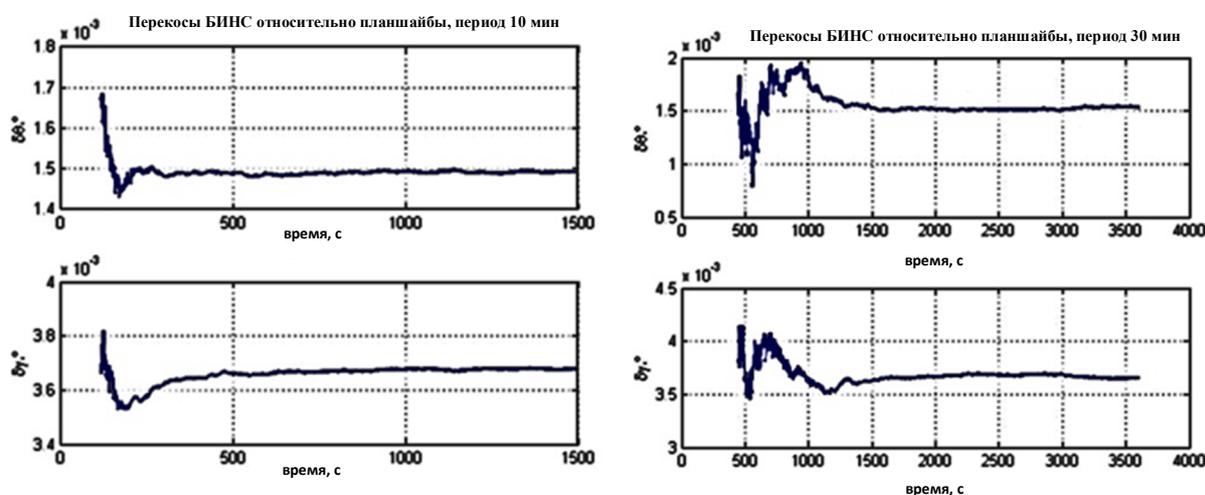


Рис. 2. Оценки ошибки установки БИНС на планшайбе

Основные ошибки БИНС в условиях стендовых испытаний возникают из-за систематических погрешностей датчиков, а именно дрейфов гироскопов и акселерометров типа «смещение нуля». При модуляционном вращении «смещения нуля» датчиков становятся наблюдаемыми, поэтому получают заведомо большие точности получаемых оценок.

Заключение. Предложен способ определения ориентации НПС и ошибки установки БИНС на нем, который может использоваться для внутреннего контроля исправности НПС. Приведены результаты испытаний, подтвердившие эффективность предложенного подхода. Использование БИНС для контроля высокоточного НПС возможно, поскольку в методике реализовано модуляционное вращение, обеспечивающее автокомпенсацию уходов датчиков.

В дальнейшем предполагаются испытания подразумевающие искусственное увеличение оцениваемых параметров (подсовывать шайбы под места крепления БИНС), их оценку предложенным методом, а также непосредственное измерение специальными измерителями.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зельдович С.М., Малгинский С.М., Окон И.М. Автокомпенсация инструментальных погрешностей. Ленинград: Судостроение, 1976. С. 24-37.
2. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитриченко Л.А. Навигационные приборы и системы. М.: Машиностроение, 1983. 455 с. о переписать
3. Евстифеева, О.М., Игнатъев С.В., Чиликин А.И. Алгоритм выставки модуляционного гиросурсоуказателя на волоконно-оптических гироскопах для наземных транспортных средств/Сборник докладов XX научно-технической конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2018. С. 52-57.

4. **Степанов, О. А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. СПб : ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 135-150.

D.Kh. Mukhametzyanov (Perm scientific-industrial instrument making company, Perm), **I.V. Ivshina** (Perm national research polytechnic university, Perm). **Tilt-rotary table orientation and vertical axis of rotation skew estimation by modulation rotation method.**

Abstract. Tilt-rotary table orientation problem is considered by modulation rotation method. Vertical axis of rotation skew is identified. The results of bench tests are presented.

УДК 681.51

А. М. КУЛАКОВ, Ю. А. ЛИТВИНЕНКО
(АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РЕДУЦИРОВАННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Рассматривается возможность использования редуцированного фильтра Калмана для уменьшения времени оценивания компонент вектора состояния в условиях, когда модель процесса известна не точно. Идея построения редуцированного фильтра прояснена на методическом примере и апробирована при испытаниях инерциальной навигационной системы.

Введение. В настоящее время при обработке навигационной информации широкое распространение получили алгоритмы калмановской фильтрации, обеспечивающие нахождение оптимальной, в среднеквадратическом смысле, оценки при описании состояния динамических систем с помощью линейных дифференциальных или разностных уравнений по линейным измерениям [1-7]. Вместе с тем, как хорошо известно, применение фильтра Калмана (ФК) на практике всегда сталкивается с проблемой неточного знания моделей процессов и погрешностей, используемых при синтезе ФК. Это приводит к тому, что в большинстве случаев реализуются различные варианты субоптимального ФК. Достаточно часто при решении навигационных задач используются редуцированные и сокращённые фильтры [3-5], целью применения которых является уменьшение вычислительной нагрузки или исключение несущественных или плохо наблюдаемых составляющих вектора состояния. Так, в [3] традиционный редуцированный ФК применён с целью исключения из процесса оценивания скорости неучтённого течения при манёвре объекта, в [5] – с целью уменьшения вычислительной нагрузки.

Одной из важнейших задач обработки навигационной информации применительно к инерциальным навигационным системам (ИНС) является калибровка системы перед ее переходом в рабочий режим. При калибровке ИНС обычно используются известная с высокой точностью информация о координатах объекта, поступающая, например, от приёмника сигналов спутниковой навигационной системы. Однако в силу сложности модели погрешности ИНС, а также низкой наблюдаемости ее отдельных компонент, процесс оценивая в режиме калибровки может быть достаточно длительным. Более того, линеаризация модели динамики и неточность знания моделей погрешностей ИНС приводит к ещё большему увеличению длительности действительного процесса оценивания погрешностей ИНС по сравнению с оптимальным ФК. С другой стороны, известно, что разработчики ИНС иногда сокращают размерность ФК с целью уменьшения времени оценивания, что в свою очередь приводит к снижению точности. В этой связи возникает задача синтеза субоптимального ФК, позволяющего повысить скорость оценивания погрешностей ИНС в переходном режиме работы, в условиях неопределённости модели, и не приводящего к существенному снижению точности оценивания. В настоящей работе сформулированы подходы и практические рекомендации к применению редуцированного ФК (РФК) на основе сокращённого вектора состояния в переходном режиме, которые поясняются на методическом примере и апробированы при решении задачи оценивания при калибровке ИНС типа «Ладога-М» [7, 8].

Методический пример. Рассмотрим задачу оценивания вектора

$$x(t) = \begin{bmatrix} x_1(t) & x_2(t) & x_3(t) \end{bmatrix}^T$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_1(t) &= -\alpha_1 x_1(t) + q_1 w_1(t), \\ \dot{x}_2(t) &= -\alpha_2 x_2(t) + q_2 w_2(t), \\ \dot{x}_3(t) &= x_1(t) + x_2(t), \end{aligned} \quad (1)$$

по измерениям

$$z(t) = x_3(t) + v(t), \quad (2)$$

где $w_1(t), w_2(t)$ – порождающие шумы, представляющие собой центрированные белые шумы интенсивности q_1, q_2 ; $v(t)$ – ошибка измерения представляющая собой, центрированный белый

шум с дисперсией ковариацией r ; $w_1(t), w_2(t), v(t)$ – независимы между собой и от $x(0)$. Особенностью задачи является то, что интенсивность q_2 – точно не известна.

На рис.1.(кривая 1) приведены данные моделирования при следующих условиях: расчетная модель: $P(0) = \text{diag}\{1 \ 1 \ 1\}$, $r=1$, $\alpha_1 = 0.01$, $\alpha_2 = 0.1$, $q_1 = \sqrt{\alpha_1}$, $q_2 = \sqrt{\alpha_2}$; действительная модель совпадает с расчетной за исключением интенсивности порождающего шума $w_2(t)$: $\tilde{q}_2 = 2\sqrt{\alpha_2}$. Как видно из рис.1, действительная погрешность оценивания суммы компоненты вектора состояния x_1 и x_2 , из-за отличий действительной модели от расчетной, существенно превышает среднеквадратическую погрешность (СКП) оценки оптимального фильтра (расчетная модель которого соответствует действительной модели), в том числе можно отметить апериодический характер переходного процесса оценивания.

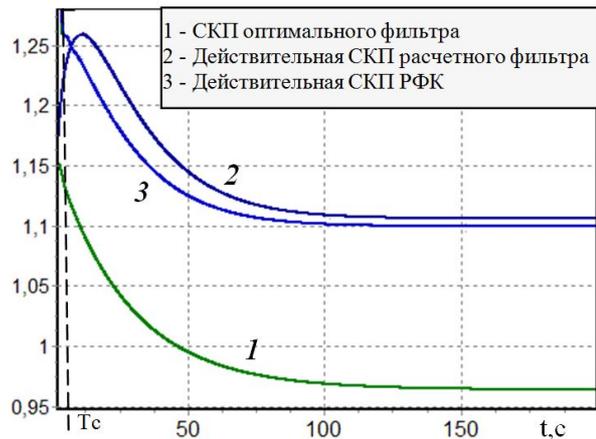


Рис. 1 Результаты оценивания суммы x_1 и x_2

В рамках рассмотренной постановки задачи, может быть построен субоптимальный фильтр с гарантирующей настройкой [9,10], однако, в некоторых задачах обработки навигационной информации, особенно если в модели неучтены некоторые компоненты, гарантирующая настройка может оказаться неэффективной.

В этой связи рассмотрим задачу синтеза фильтра, который позволит изменить характер и сократить длительность переходного процесса оценивания погрешностей в условиях неопределенности модели и не приведет к существенному снижению точности оценивания. Идея, позволяющая сократить длительность переходного процесса применительно к рассматриваемому примеру, состоит в следующем: с момента начала решения задачи оценивания до момента T_C применяется редуцированный фильтр Калмана, далее происходит переход к полной модели. В качестве РФК применен фильтр с на основе сокращения ректора состояния – из полной модели (1) исключается подвектор x_2 в течение $T_C = 8$ с. Как видно из результатов, приведённых на рис.1 (кривая 3), время оценивания в переходном режиме для РФК сократилось по сравнению с действительной, при этом, что на наш взгляд, является более важным, изменился характер переходного процесса.

Использование редуцированного ФК для решения задачи оценивания погрешностей ИНС. Используем описанный выше приём синтеза РФК для калибровки ИНС типа «Ладога-М» [5]. В рассматриваемой системе в режиме калибровки в качестве опорной служит информация о точных координатах места, после окончания калибровки (в автономном режиме работы ИНС) измерения для ФК формируются на основе данных относительного лага. При этом используется гарантирующая настройка фильтра, при которой в расчетной модели дисперсии погрешностей чувствительных элементов задаются больше, чем действительные. Одной из проблем, возникающих при калибровке ИНС, является длительное время оценивания ухода азимутального гироскопа, вызванное как его низкой наблюдаемостью, так и неопределённостью модели. Увеличение длительности оценивания ухода, в свою очередь является причиной увеличения погрешностей ИНС в автономном режиме работы.

На рисунке 2 приведены данные моделирования ковариационного канала оптимального фильтра 30 порядка (кривая 1) настроенного на действительную модель, в которой были увеличены погрешности построения вертикали по сравнению с штатным (расчетным) ФК. На этом же рисунке (кривая 2) приведены результаты расчета действительной погрешности оценки ухода гироскопы штатным ФК при отличии его расчетной модели от действительной. Так же как и в методическом примере, при моделировании погрешностей ИНС, явно видно существенное отличие характера и времени действительного переходного процесса оценивания, по сравнению с оптимальным фильтром.

В этой связи было предложено использовать РФК вместо используемого штатного ФК 30 порядка. Для его реализации в течение $T_c=500$ сек после запуска калибровки в векторе состояния в качестве погрешностей инерциальных датчиков были оставлены только составляющие описывающие постоянные уходы гироскопов, то есть размерность вектора состояния сокращена до 14.

На рис.2 (кривая 3) приведены результаты моделирования действительной погрешности оценивания РФК, подтверждающие эффективность предлагаемого решения. Результаты экспериментальных исследований применения РФК во время калибровки ИНС в условиях стенда подтвердили целесообразность предлагаемого решения, хотя, в отличии результатов моделирования сокращение время оценивания ухода азимутального гироскопа не превысило 30%.

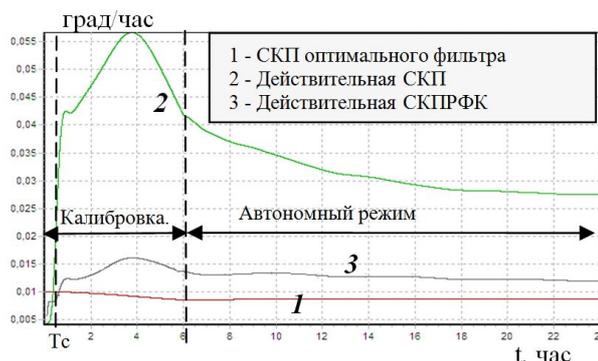


Рис. 2 Результаты моделирования погрешности оценки ухода гироскопа ИНС

Заключение. В условиях параметрической неопределенности модели оцениваемого процесса рассмотрена возможность применения редуцированного фильтра Калмана, позволяющего уменьшить время оценивания компонент вектора состояния, по сравнению с фильтром полной размерности. На методическом примере и примере решения задачи калибровки ИНС проиллюстрирован подход к синтезу такого фильтра, позволивший сократить время оценивания приблизительно в 2 раза. Апробация предложенного подхода при испытаниях инерциальной навигационной системы подтвердила его эффективность, позволив сократить время оценивания ухода азимутального гироскопа на ~30 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ривкин С.С. Ивановский Р.И. Костров А.В. Статистическая оптимизация навигационных систем. Л. Судостроение, 1976.
2. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. Санкт-Петербург 2017, 196 с.
3. Емельянец Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А. Об использовании маневрирования для повышения точности корабельной автономной БИНС // Гироскопия и навигация, 2020, №2, с.37–53.
4. Битар Н Аль, Гаврилов А. И. Сравнительный анализ алгоритмов комплексирования в слабосвязанной инерциально-спутниковой системе на основе обработки реальных данных // Гироскопия и навигация, 2019, №3, с.31–52.
5. Лопарев А. В. Возможности навигации автономных подводных аппаратов по счислению координат с эпизодической позиционной коррекцией // Материалы XXX конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н.Острякова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ “Электроприбор”, 2016. -С.
6. Карауш А. А., Карауш Е. А., Бурцев С. Ю., Смирнов Ф. Р. Оценивание смещения шкалы времени перевозимого стандарта частоты, находящегося в движении по сигналам ГНСС // Гироскопия и навигация, 2020, №3, с.60–75.
7. 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.
8. Шарьгин Б. Л. Морская система инерциальной навигации и стабилизации. двадцать лет развития // Гироскопия и навигация, 2020, №3, с.122-131
9. Тупысев В.А. Синтез редуцированного фильтра калмановского типа с гарантирующим качеством оценивания состояния динамической системы Известия РАН. Теория и системы управления, 2010 №2, 33-39.
10. Дмитриев С.П., Литвиненко Ю.А. Гарантирующая настройка фильтра Калмана при неопределенности параметров модели погрешности навигационных систем // Гироскопия и навигация, 2005, №1, с.57–68.

A.M. Kulakov, Yu.A. Litvinenko (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, Saint Petersburg). **Research of the efficiency of the reduced kalman filter application**

Abstract. The papers considers the possibility of using the reduced Kalman filter to decrease the time of estimation of the state vector components under conditions when the process model is not known exactly. The idea of constructing a reduced filter is explained on a methodological example and evaluated during testing of an inertial navigation system.

X. WANG, J. ATMAN, G. F. TROMMER
 (Institute of Control Systems (IRS), Karlsruhe Institute of Technology (KIT), Karlsruhe, Germany)

INDOOR SCENE RECONSTRUCTION USING SEMANTIC SEGMENTATION AND 2D LASER RANGEFINDER INFORMATION

In order to be able to use micro air vehicles for 3D reconstruction tasks of indoor environments, a 3D depth information restoration method based on images and 2D laser scanning is proposed. Under the Manhattan World Assumption, geometric and semantic information is combined to recover depth images by the steps of plane modeling, local mask and semantic test.

Introduction In recent years, micro air vehicles (MAVs) have developed rapidly. Because of their excellent ability to adapt to complex environments, they are expected to provide crucial information about the indoor environment, especially in disasters or other hazards [1]. A 3D visualization enables the rescue forces to better interpret a new environment. Comparing to 2D representations, a more intuitive awareness is possible and quicker choices can be made. Due to the limitations of MAV payload and power consumption, current 3D scanning lidars are not suitable for carrying on MAVs.

Therefore, the goal in this work is to obtain a 3D reconstruction of indoor scenes by using an MAVs equipped with a various sensors. We propose a method that uses a 2D laser rangefinder in combination with camera images in order to achieve the aforementioned goal. The 2D laser scans provide depth information of a 3D world. However, there is a lack of information particularly in vertical direction. For this reason, additional semantic information contained in camera image is used, which allows for dense reconstruction.

Depth Information Recovery In order to complete the reconstruction in the absence of depth information, the parameters of the plane (\vec{n}, d) where the pixels are located in space need to be determined:

$$depth = -d/\vec{n} \cdot \mathbf{K}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} u \\ v \\ 1 \end{pmatrix}, \quad (1)$$

where \mathbf{K} is the camera intrinsic matrix, and (u, v) is the pixel coordinate.

The result of laser scanning provides a set of candidate planes. Discrete scan points are divided and fitted into line segments by the Adaptive Line Extraction algorithm [2]. By the Manhattan World Assumption, additional constraints are introduced. Most planes in indoor scenes are orthogonal vertical planes. So normally, each line segment corresponds to a vertical plane. With two known points on the vertical plane, (\vec{n}, d) can be easily obtained. To determine which of these planes the point P lies, geometric and semantic information needed to be combined.

Geometric information from laser determines the plane range in horizontal direction. A coarse vertical boundary is generated. This rectangular local mask in a space is produced, constraining the maximum possible range of the plane. The local mask is projected onto the image, delimiting the range of pixels.

Semantic information will help to obtain a more detailed boundary. This is done by testing whether the pixels in the mask belong to the plane. Deeplab [3], a neural network, performs pixel-level semantic segmentation of images, so each pixel is assigned a semantic class. This results are assigned the corresponding laser scan points. If the semantic information is consistent and corresponds to a plane representing class, the points in the mask is accepted and is refined.

The reconstruction of the horizontal plane is even more challenging, even the normal vector of the horizontal plane is known. The relative height of the horizontal plane can be obtained through the spatial constraint between the vertical and the horizontal plane. Only the intersection of the two planes is needed to be located on the semantic image without having measurements of the horizontal plane

3D Reconstruction. By open3d [4], an open source library for 3D data, the scene is finally reconstructed. Herby, RGB images and corresponding depth images are input of the processing. Additional-

ly, the camera extrinsic and intrinsic parameter is provided in order to integrate the data in time series. The resulting map is a mesh model, which is composed of vertices. The triangles formed by the vertices define the shape of the object and are textured by the RGB images.

Result. The reconstructed mesh model clearly shows the spatial structure of the corridor. The color texture of each plane is also very clear. 3D model of indoor environment can be observed from different perspective and scaling. For the same scene, after the fusion of data from different times and in different perspectives, the reconstruction results are still clear and accurate. The performance of semantic segmentation limits this method in some scenarios. Semantic segmentation errors will affect the accuracy of the model. In addition, when reconstructing the horizontal plane, the parameters must to be set for rich or accurate.

Conclusion. Combining semantic information and geometric information, 2D laser scanning and camera images are used to restore the depth of the 3D world. The method we proposed achieves the motivation, using limited sensors to complete the task of indoor reconstruction. This opens new possibilities for rapid 3D reconstruction by MAVs. Choosing a more accurate semantic segmentation model and introducing a Kalman filter between data at different times are possible improvements in the future.

REFERENCES

1. **Atman J, Trommer G F.** Laser-camera based 3D reconstruction of indoor environments. 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS). IEEE, 2018: 254-260.
2. **Yaghoobi M, Jдалиha M, Zolghadr J, et al.** Adaptive line extraction algorithm for SLAM application. 2008 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. IEEE, 2009: 1850-1855.
3. **Chen L C, Papandreou G, Kokkinos I, et al.** Semantic image segmentation with deep convolutional nets and fully connected crfs. arXiv preprint arXiv:1412.7062, 2014.
4. **Zhou Q Y, Park J, Koltun V.** Open3D: A modern library for 3D data processing. arXiv preprint arXiv:1801.09847, 2018..

УДК 681.51

Ф. В. НГУЕН, А. В. БОЛЬШАКОВА, Р.В. ШАЛЫМОВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
имени В.И. Ульянова (Ленина))

АНАЛИЗ ВИБРАЦИЙ В СИСТЕМЕ ВАГОН-РЕЛЬС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА БУКСОВЫХ УЗЛАХ

Работа посвящена изучению влияния параметрического, случайного возбуждения и исследованию температурной зависимости динамических свойств резиновой прокладки на колебательную систему вагон-рельс. Приводятся результаты экспериментального анализа сигналов инерциальных датчиков, установленных на буксах вагона.

Введение. Вибрация понимается как движение механической системы, в которой существуют периодические или случайные колебания элементов относительно положения равновесия. Рельс и колеса с неровностями поверхности катания, или отклонениям от идеальной геометрии создают вибрацию транспортных средств. Кроме того, уровни амплитуды вибрации могут быть разные, если проезд произведен при разных условиях окружающей среды. В работе, для анализа вибрации в системе вагон-рельс, применяется спектральный анализ, который является эффективным инструментом для идентификации сигнала в частотной области. Экспериментальные данные параметров вибраций определяются с помощью четырёх инерциальных измерительных модулей (ИИМ), устанавливаемых на буксах колёсных пар ходовой тележки вагона [1, 2].

Анализ влияния параметрического возбуждения на вибрации в системе вагон-рельс. Под параметрическим возбуждением понимаются вибрации на частотах, связанных с геометрическими параметрами системы вагон-рельс, такими как расстояние между тележками L_a , расстояние между осями колёсных пар L_b и междувагонное расстояние L_c . Соответствующие этим расстояниям частоты возбуждения определяются согласно формуле: $f_i = \frac{v}{L_i}$, где v (м/с)-

скорость движения поезда, L_i (м)- характерные расстояния [3]. В настоящей работе частоты прохождения тележки, колёсных пар и вагона составляют соответственно $f_a = 5.7$, $f_b = 0.8$ и $f_c = 0.5$ Гц. На рисунке 1 приведён спектр сигнала, полученного одним из ИИМ, при этом наблюдаются основные и также кратные им гармонические частоты f_a , f_b , которые связаны с L_a , L_b . Гармоники, связанные с частотой f_c не наблюдаются из-за малого спектрального разрешения, которое понимается как способность различать близкие по частоте сигналы.

Гармоники, связанные с частотой f_c не наблюдаются из-за малого спектрального разрешения, которое понимается как способность различать близкие по частоте сигналы.

Анализ влияния случайного возбуждения на вибрации системы вагон-рельс. В качестве источников случайного возбуждения понимают дефекты поверхности катания рельса.

На рисунке 2 приведены спектр экспериментального сигнала с воздействием дефектов поверхности рельса и без него. Видно, что дефекты поверхности катания рельса могут возбуждать значительные вибрации системы вагон-рельс в низкочастотной области при 104, 196, 352 Гц. Эти частоты соответствуют собственным частотам системы.

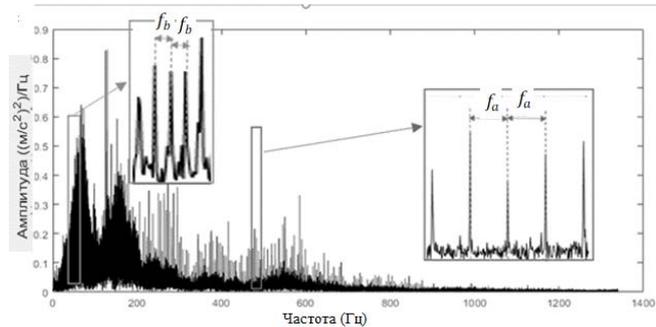


Рис. 1. Спектры виброускорения системы вагон-рельса под воздействием параметрического возбуждения

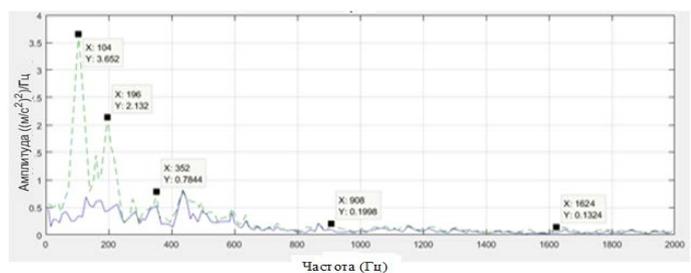


Рис. 2. Спектры виброускорения системы вагон-рельса под воздействием случайного возбуждения

Анализ температурной зависимости динамических свойств резиновой прокладки на колебательную систему вагон-рельс. Динамические свойства прокладки рельса значительно влияют на характеристики вибрации системы вагон-рельс. В [4, 5] показано что, жёсткость C_1 и коэффициент демпфирования β_1 прокладки сильно зависят от температуры, особенно при низких значениях. Для теоретического анализа вибрации в системе вагон-рельс, предложена упрощённая модель колебательной системы вагон-рельс, состоящая из кузова вагона массой m_k , связанная с тележкой массой m_t с помощью пружины жесткостью C_2 и гасителя колебания с коэффициентом демпфирования β_2 . Часть верхнего строения пути сосредоточена приведенной массой m_p . Экипаж движется с скоростью v по деформируемому рельсу с неровностью $\eta(t)$. При этом перемещение кузова, тележки и рельса соответственно z_k, z_t, z_p , которые определяют положения центров масс этих частей. (рис 3). Колебания элементов модели описываются системой уравнений:

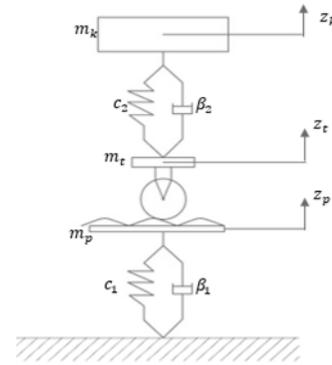


Рис. 3. Модель системы вагон-рельс

$$\begin{cases} m_k \ddot{z}_k + \beta_2 \dot{z}_k + C_2 z_k - \beta_2 \dot{z}_t - C_2 z_t = 0, \\ (m_t + m_p) \ddot{z}_t + (\beta_1 + \beta_2) \dot{z}_t + (C_1 + C_2) z_t - \beta_2 \dot{z}_k - C_2 z_k = m_p \ddot{\eta} + \beta_2 \dot{\eta} + C_1 \eta. \end{cases} \quad (1)$$

Эта система получена с помощью уравнения Лагранжа 2-го порядка с учётом температурной зависимости $C_1(T), \beta_1(T)$ и решена с помощью *MatLab Simulink* [6]. На рисунке 4 приведены спектры виброускорения сигналов, полученные при решении системы (1) при разных температурах (-20°C, 0°C, 20°C).

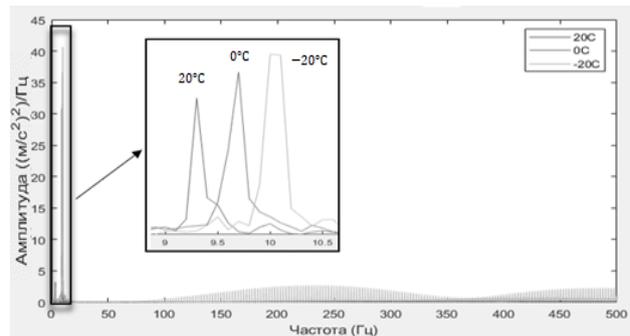


Рис. 4. Спектры виброускорения при различных температурах

На рис. 5 приведены спектры виброускорения сигналов, измеряемых установленным датчиком на буксах вагона при одной скорости в разные дни 04.01 (2°C), 17.01(-1°C), 03.02 (16°C), 15.02 (-9°C), 23.02 (2°C).

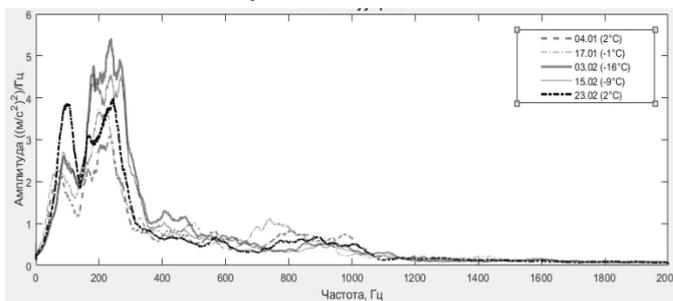


Рис. 5. Спектры виброускорения системы вагон-рельс при разных температурах от -16°C до 2°C

Как показано на рис. 5 с понижением температуры, увеличиваются основные пиковые частоты и соответствующее пиковое значение. Когда температура снижается от 2 °C до -16 °C, увеличиваются основные пиковые значения и частоты на 38.5 % и 7.6 %, соответственно. Этот результат хорошо соответствует теоретическим анализу.

Увеличение пиковых частот и их амплитуд значит колебание системы происходит в более высокой частоте и амплитуде, что вызывает более негативные воздействия на пассажиров, поэтому следует учесть это влияние при анализе вибрации в системе вагон-рельс.

Заключение. Исследованы вибрации системы вагон-рельс под влиянием параметрического, случайного возбуждения и температуры окружающей среды. Параметрическое возбуждение оказывает слабое управляющее воздействие на низкочастотные вибрации системы вагон-рельс, которые включают в себя сумму гармонических составляющих с кратными известными частотами. Под воздействием случайного возбуждения, вибрация значительно усиливается в низкочастотной области при 104, 196, 352 Гц, соответствующих собственным частотам системы. С понижением температуры, увеличиваются основные пиковые частоты и соответствующее пиковое значение.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Боронахин А.М., Олейник Л.Н., Филипеня Н.С.** Малогабаритная интегрированная система диагностики рельсового пути, Гироскопия и навигация. - 2009. - № 1. - С. 63-74.
2. **Bolshakova A. V., Boronachin A. M., Larionov D. Yu., Podgornaya L. N., Shalymov R. V.** Embedded Multiphysical Track Diagnostic Systems for Intelligent Transport. Proceedings of the 2019 IEEE Conference of Quality Management, Transport and Information Security, Information Technologies
3. ГОСТ Р ИСО 14837-1-2007 Вибрация. Шум и вибрация, создаваемые движением рельсового транспорта. Издание официальное. - М. : ИПК Издательство стандартов, 2007. - 5 с.
4. **Kai Wei**, High-frequency random vibration analysis of a high-speed vehicle-track system with the frequency-dependent dynamic properties of rail pads using a hybrid Vehicle System Dynamics, 2018, 56(12): 1838-1863.
5. **Wang Ping, Dou Yinling, Wang Shaohua, Wang Feng, Kai Wei**, Influence of the temperature- and frequency-dependent dynamic properties of rail pads on the vibration characteristics of rails at lowtemperature, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F: Journal of Rail and Rapid Transit, 2020.
6. **Нгуен В.Ф.** Анализ вибраций в системе вагон-рельс с использованием инерциальных датчиков, установленных на буксовых узла: ВКР бакалавра, М.: Изд-во ЛЭТИ. 2020, с. 22-25

Nguyen P.V., Bolshakova A. V., Shalymov R. V. (St.-Petersburg State Electrotechnical University "LETI"). **Vibration Analysis of a Railcar/Rail System using Inertial Sensors Mounted on Axle Boxes**

Abstract. The work is devoted to the study of the influence of parametric, random excitation and temperature dependence of the dynamic properties of a rubber raid pads on the oscillatory of a railcar/rail system. Experimental analyzes of the signals of inertial sensors mounted on axle boxes are presented.

УДК. 629.7.05

Н. Н. НАУМОВ

(Арзамасский политехнический институт (филиал) ФГБОУ ВО НГТУ им. Р.Е.Алексеева)

АНАЛИЗ ШУМОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НУЛЕВОГО СИГНАЛА ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ С ПОМОЩЬЮ ВАРИАЦИИ АЛЛАНА НА ОСНОВЕ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Проведена оценка точности определения шумовых характеристик погрешностей гироскопа по реализациям, часть которых была получена не непосредственно в ходе испытаний, а путем прогноза снятых реализаций погрешностей. Прогноз осуществлялся методом линейной регрессии с применением машинного обучения. В основу алгоритмов оценки шумовых характеристик, реализованных в программной среде Matlab, положен метод вариации Аллана. В результате подтверждена эффективность оценки шумовых характеристик гироскопа по прогнозируемым на ограниченный интервал времени реализациям погрешностей при использовании предлагаемых алгоритмов прогноза.

Введение. В настоящее время инерциальные датчики находят широкое применение в составе изделий военной техники и изделий межотраслевого применения [1–6].

В производстве на различных этапах испытаний датчики систем ориентации и навигации подвергаются контролю технических параметров, важнейшими из которых являются стабильность и предсказуемость нулевого сигнала. При этом существует класс датчиков с малым временем работы на объекте применения. Ресурс работы таких датчиков, как правило, невелик. В связи с выработкой ресурса и накоплением в сигнале ошибки образцы, прошедшие длительные испытания, становятся непригодны к использованию в конечном изделии. Кроме того, испытания ограниченной выборки датчиков, прошедших полный цикл испытаний, не гарантируют высокое качество выпущенной серии.

Таким образом, актуальной задачей является поиск методов, позволяющих, определить и оценить шумовые составляющие нулевого сигнала датчика на основе данных, полученных в ходе ограниченных во времени испытаний датчиков.

Одним из наиболее перспективных методов определения дрейфа и шумовых характеристик инерциальных датчиков является метод вариации Аллана. Это метод представления среднеквадратичного случайного дрейфа в зависимости от времени усреднения [7]. Он стал использоваться относительно недавно, но благодаря простоте вычисления и точности определения шумовых параметров выходного сигнала смог за короткое время найти широкое применение при решении задач разработки и исследования. Однако метод вариации Аллана предполагает наличие результатов длительных по времени экспериментальных испытаний датчиков.

Целью настоящей работы является анализ точности определения шумовых характеристик погрешности гироскопа по прогнозируемым реализациям погрешностей с использованием метода вариации Аллана.

Метод вариации Аллана. В основе метода вариации Аллана лежит групповой анализ данных, полученных в ходе многочасовых испытаний инерциальных датчиков [8]. В работе моделировалась погрешность нулевого сигнала гироскопа, в виде $w=36000$ значений угловой скорости, записанных с частотой дискретизации $f_s=1$ Гц. Испытания на отказ моделируемого датчика проводились в течение 36000 секунд. Моделирование нулевого сигнала датчика проводилось в программной среде *Matlab*.

Шумовые характеристики, задаваемые для модели нулевого сигнала представлены в табл. 1 соответственно.

Научный руководитель: к.т.н., доцент, заведующий кафедрой Гуськов А.А.

Таблица 1

Шумовые характеристики

Тип шума	Значение
Шум квантования Q , град	$2 \cdot 10^{-4}$
Случайный дрейф угла N_S , град/ $\sqrt{ч}$	$8 \cdot 10^{-3}$
Нестабильность нуля B , град/ч	0,1
Случайный дрейф угловой скорости K , град/ч/ $\sqrt{ч}$	1
Уклон угловой скорости R , град/ч/ч	5

Машинное обучение. Пусть исходный сигнал V представляет собой временную последовательность $\omega(1), \omega(2), \dots, \omega(36000)$. Предположим, что известно только $J=28800$ значений временной последовательности $\omega(1), \omega(2), \dots, \omega(28800)$ (80% от исходной последовательности).

Тогда задача прогноза временной последовательности решается методами на основе машинного обучения. Одним из наиболее актуальных и простых в исполнении методов машинного обучения является метод линейной регрессии. В результате была выбрана модель прогноза временной последовательности сигнала на l шагов вперед вида:

$$\omega(t+l) = x_0 + x_1\omega(t+l-1) + x_2\omega(t+l-2) + x_3\overline{\omega}_l,$$

$$\overline{\omega}_l = \frac{1}{p} \sum_{i=1}^p \omega(t+l-i),$$

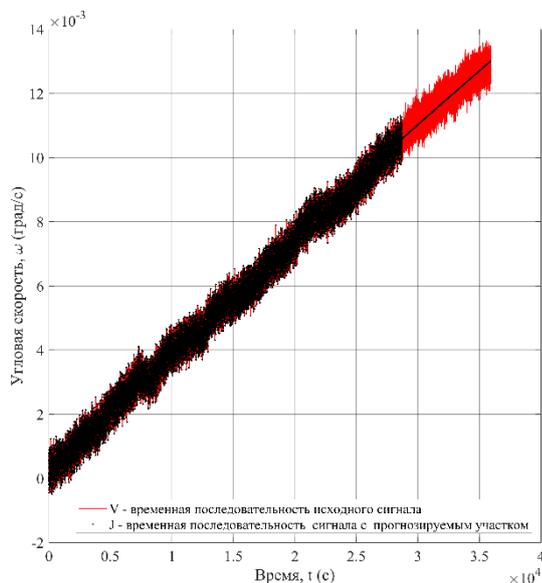


Рис.1. Графики исходного и предсказанного сигнала

где $x_0... x_3$ – весовые коэффициенты, определенные в ходе обучения модели; ω – значения угловой скорости; $\overline{\omega}_l$ – среднее значение угловой скорости, рассчитанное по p - предыдущим значениям прогноза. Далее для временной последовательности J был найден прогноз на $l=7200$ шагов вперед (рис. 1.).

Из рис. 1 видно, что полученная модель прогноза позволила точно определить наклон графика сигнала и передать динамику изменения среднего значения угловой скорости. Аналогичным образом для временных последовательностей, состоящих из $H=21600, E=18000$ (60% и 50% от исходной временной последовательности) были найдены прогнозы на 14400 и 18000 шагов вперед.

Затем методом вариации Аллана была проведена оценка шумовых характеристик исходной временной последовательности V и последовательностей J, H, E (табл. 2).

Таблица 2

Результаты оценки шумовых характеристик

Типы сигналов	Шум квантования Q , град	Случайный дрейф угла N_S , град/ $\sqrt{ч}$	Нестабильность нуля B , град/ч	Случайный дрейф угловой скорости K , град/ч/ $\sqrt{ч}$	Уклон угловой скорости R , град/ч/ч
V	$1,97 \cdot 10^{-4}$	$8,42 \cdot 10^{-3}$	0,042	1,03	4,60
J	$1,76 \cdot 10^{-4}$	$7,61 \cdot 10^{-3}$	0,033	0,94	4,59
H	$1,55 \cdot 10^{-4}$	$5,88 \cdot 10^{-3}$	0,044	0,66	4,67
E	$1,45 \cdot 10^{-4}$	$4,27 \cdot 10^{-3}$	0,053	0,01	4,34

Исходя из результатов, представленных в табл. 2, видно, что значения шумовых характеристик исходного сигнала в табл. 2 отличаются от заданных значений в табл. 1. Причина этого отличия связана с погрешностью метода приближения, используемого при определении оцененных значений.

Из табл. 2 также следует, что увеличение количества шагов предсказания приводит к ухудшению предсказательной способности модели и, как следствие, к падению точности определения шумовых характеристик.

Заключение. Метод вариации Аллана позволяет оценить шумовые характеристики погрешности гироскопа по реализации, часть которой спрогнозирована с помощью метода машинного обучения (линейной регрессии), т.е. на основе относительно кратковременной реализации сигнала. Согласно проведенной оценке шумовых характеристик, нестабильность нуля рекомендуется определять по данным ограниченной во времени реализации, остальные шумовые характеристики — по данным реализации, часть которой получена с использованием предлагаемых алгоритмов прогноза.

Результаты моделирования подтвердили, что использование метода линейной регрессии в совокупности с машинным обучением для прогноза сигнала на 20% исходного времени реализации, эффективно для оценки шумовых характеристик методом вариации Аллана. Испытания предложенных алгоритмов на реальных данных являются предметом дальнейшей работы. В перспективе такие алгоритмы позволят проводить испытания реальных датчиков по сокращенной программе.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кробка Н.И.** Дифференциальные методы идентификации структуры шумов гироскопов // Гироскопия и навигация. 2011. № 1. С. 59–77
2. **Степанов О.А., Челпанов И.Б., Моторин А.В.** О точности оценивания постоянной составляющей погрешности датчиков и ее связи с вариацией Аллана // XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015.
3. **Степанов О.А., Челпанов И.Б., Моторин А.В.** Точность оценивания постоянной составляющей погрешности датчиков и ее связь с вариацией Аллана // Гироскопия и навигация. 2016. № 4. С. 63–74.
4. **Кучерков С.Г., Лычев Д.И., Скалон А.И., Чертков Л.А.** Использование вариации Аллана при исследовании характеристик микромеханических гироскопов // Гироскопия и навигация. 2003. №2 (41). С. 98–104.
5. IEEE Std 671-85 (2010) Specification Format Guide and Test Procedure for Nongyroscopic Inertial Angular Sensors: Jerk, Acceleration, Velocity, and Displacement.
6. IEEE Std 952-1997 IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.
7. IEEE Std 1554-2005 IEEE recommended practice for inertial sensor test equipment, instrumentation, data acquisition, and analysis.
8. **Михеев, А. В.** Разработка и применение модели шумов датчиков первичной информации при математическом моделировании работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы [Текст]: уч. пособие/ А. В. Михеев – Саратов: Саратовский государственный технический университет, 2008. 11 с.
9. **Кробка Н.И.** О топологии графиков вариации Аллана и типовых заблуждениях в интерпретации структуры шумов гироскопов (на примере докладов Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам) // КНИ Круглый стол МКИНС: докл. Санкт-Петербург, 2015. С. 457-484.

N.N. Naumov (Arzamas Polytechnic Institute (branch) FGBOU IN NSTU n.a. R.E. Alekseev). **Analysis of noise characteristics of zero signal of inertial sensors using Allan variation based on machine learning.**

Abstract. The paper presents the results of evaluating the noise characteristics of the gyroscope zero signal based on data obtained during time-limited sensor tests. The estimation of the accuracy of determining the noise characteristics of the initial zero signal of the gyroscope and signals with extended implementation in time, obtained by the method of linear regression using machine learning, is carried out. The estimation algorithms implemented in the Matlab software environment are based on the Allan variation method. On the basis of the results obtained, the effectiveness of the evaluation of the noise characteristics of signals with extended in time implementation by the developed algorithms was confirmed.

УДК 621.396.99: 528.063.1

А.В. СУВОРОВА

(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана)

ТОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ ЭТАПА РАЗВЕРТЫВАНИЯ ЛОКАЛЬНОЙ АВТОНОМНОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ НЕРАВЕНСТВА КРАМЕРА-РАО

Рассматривается задача оценки точности определения собственных координат опорных приемопередатчиков локальной автономной радионавигационной системы в зависимости от порядка замеров дальностей между ними. С помощью имитационного моделирования исследованы потенциальные точностные характеристики для двух вариантов протокола обмена и проведен их сравнительный анализ.

Введение. В процессе развертывания локальной радионавигационной системы (ЛАРНС) осуществляется высокоточная привязка мест расположения навигационных (или опорных) приемопередатчиков к некоторой системе координат. В большинстве существующих реализаций [1, 2, 3, 4] используется внешняя, независимая от ЛАРНС, координатная система, привязка к которой осуществляется с привлечением дополнительного оборудования [2, 3, 4] и является трудоемкой и продолжительной процедурой. Однако в ряде важных практических применений – например, для обеспечения высокоточной локальной навигации в районах чрезвычайных ситуаций, время развертывания ЛАРНС может быть критически важным параметром. В данном контексте интерес представляет локальная автономная радионавигационная система, отличительной особенностью которой является то, что локальная система координат (далее собственная система координат или ССК) строится на основании реперных точек, задаваемых фактическим размещением опорных приемопередатчиков, а этап ее развертывания происходит исключительно за счет аппаратных средств самой системы – на основе замеров дальностей между приемопередатчиками, производимых в режиме «запрос-ответ».

Измерения могут производиться по разному протоколу обмена сигналами. Под протоколом обмена понимается порядок следования адресатов и адресантов запросов в цикле измерений. От точности определения координат опорных приемопередатчиков зависит точность решения задачи навигации.

Предлагаемый доклад посвящен исследованию влияния протокола обмена на время развертывания ССК ЛАРНС и точность оценки координат реперных точек.

Анализ точностных характеристик построения собственной системы координат в зависимости от протокола обмена. Предполагается, что обработка измерений происходит в едином центре. Вычисление координат опорных приемопередатчиков ЛАРНС в ССК предлагается производить с помощью метода максимума правдоподобия [5], а оценку точности определения координат – с помощью неравенства Крамера-Рао [5].

Измерения производятся в последовательности циклов путем замера времени двунаправленной передачи радиосигнала в режиме «запрос-ответ» между отдельными приемопередатчиками. За один цикл производится $N-1$ измерение, где N – количество реперных точек. Порядок выполнения измерений – протокол, математически описывается некоторой функцией $j(i)$, возвращающей номер ответчика запроса измерения дальности для i -го инициатора запроса на j -ом цикле. В течение одного цикла перебираются все значения $i=2, \dots, N$. Отдельные замеры статистически независимы друг от друга. Оценки собственных координат реперных точек формируются после окончания очередного цикла замеров дальностей с использованием всех накопленных к этому моменту измерений и являются, таким образом, функциями номера цикла, то есть, фактически, времени развертывания ЛАРНС.

Точностной анализ построения ССК с помощью неравенства Крамера-Рао позволяет построить зависимость ошибки определения координат приемопередатчика от количества циклов

Научный руководитель: старший преподаватель кафедры Микаэльян С.В.

измерений и от протокола обмена (порядка выполнения замеров дальностей), на основании чего можно сделать вывод о необходимом количестве циклов, исходя из требуемой точности, и предпочтительном протоколе обмена.

Собственная система координат. ССК является декартовой, опорные приемопередатчики в ней пронумерованы и неподвижны. К первому приемопередатчику привязывается начало ССК, вектор её координат – $r_1 = [0 \ 0 \ 0]^T$, ко второму – ось OX : $r_2 = [x_2 \ 0 \ 0]^T$, к третьему – плоскость XOY : $r_3 = [x_3 \ y_3 \ 0]^T$, тогда оценке подлежат всего $3N-6$ параметров.

Математическая модель оценки точности по неравенству Крамера-Рао. Измерение расстояния от i -го приемопередатчика до j -го в k -м цикле имеет вид

$$s_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2} + \xi_{ij}, \quad (1)$$

где: x_i, y_i, z_i – координаты i -ой реперной точки, x_j, y_j, z_j – координаты j -ой реперной точки, ξ_{ij} – ошибка оценивания, предполагается, что она распределена по нормальному закону, имеет нулевое математическое ожидание и дисперсию σ_{ij}^2 .

Вектор оцениваемых параметров имеет вид

$$q = [x_2, x_3, y_3, x_4, y_4, z_4, \dots, x_N, y_N, z_N]^T = [q_1, q_2, q_{3N-6}]^T. \quad (2)$$

Нижняя граница точности оценки по Крамеру-Рао задается ковариационной матрицей P размера $3N - 6 \times 3N - 6$.

По истечении M циклов ковариационная матрица будет иметь вид:

$$P(M) = I(M)^{-1}, \text{ где } I(M) \text{ – информационная матрица Фишера по истечении } M \text{ циклов.}$$

Так как измерения независимы друг от друга

$$I(M) = \sum_{k=1}^M I_k, \text{ где } I_k \text{ – матрица Фишера для } k\text{-го цикла измерений.}$$

$I_k = \sum_{j=2}^N I_j^i$, где: I_j^i – матрица Фишера для замера между i -м и j -м приемопередатчиками в k -м цикле, при этом $i=i(j)$.

$$I_j^i = \frac{1}{\sigma_{ij}^2} \left[\frac{ds_{ij}(q)}{\partial q} \right]^T \cdot \left[\frac{ds_{ij}(q)}{\partial q} \right]. \quad (3)$$

Интерес представляет характер изменения ковариационной матрицы ошибок оценивания со временем в зависимости от протокола обмена.

Рассматриваемые протоколы обмена. Разные протоколы приводят к разному составу вектора измерений, что влияет на точность оценки координат. Первый предлагаемый протокол обмена (далее протокол 1) – циклический перебор адресантом запроса с номером j всех адресатов с номером i , где $i = 1..N$.

Второй вариант (протокол 2) – циклический перебор адресатов, имеющих номер меньший, чем номер инициатора запроса (так, в каждом измерении j -й приемопередатчик инициирует запрос до адресатов с номерами $i=1..j-1$).

Вектор измерений, получаемый с помощью второго протокола, содержит больший процент измерений до приемопередатчиков с полностью или частично известными координатами (первые три приемопередатчика), в связи с чем при применении этого протокола можно ожидать более высокую скорость сходимости оценки.

Сравнительный анализ на основании результатов моделирования. В моделировании участвуют 8 опорных приемопередатчиков, всего производится 1000 циклов измерений, среднеквадратическое отклонение всех измерений считается одинаковым – 5 метров.

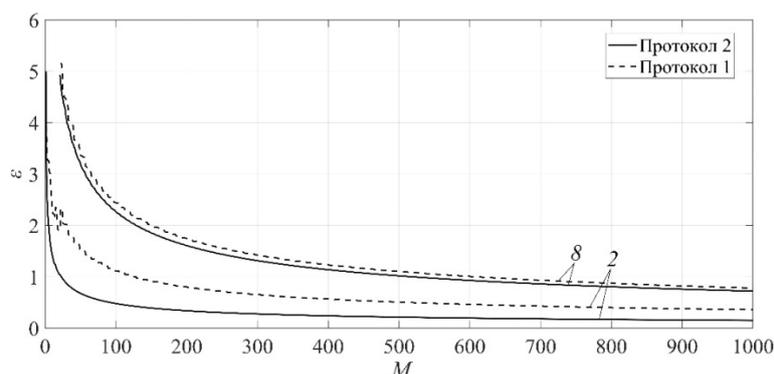


Рис. 1. Точностные характеристики протоколов обмена 1 и 2 для второй (2) и восьмой (8) станций, M – количество циклов измерений, ε – ошибка оценки координат.

Заключение. Опираясь на результаты моделирования, можно сделать вывод, что разработанная модель позволяет оценить влияние протокола обмена на скорость сходимости оценки координат опорных приемопередатчиков ЛАРНС и может быть использована для выбора или оптимизации протокола обмена, а также для выбора необходимого количества измерений, исходя из требуемой точности.

Из рассмотренных протоколов обмена лучший результат показал протокол 2: при исключении из оценки измерений дальности до приемопередатчиков с большим номером, чем номер адресанта запроса, скорость сходимости оценки повышается.

ЛИТЕРАТУРА

1. Decfinder | Reliability when you need it most [сайт]. URL: <http://deckfinder.net> (дата обращения: 20.01.2021).
2. Locata [сайт]. URL: <http://www.locata.com> (дата обращения: 20.01.2021)
3. ВедаПроект [сайт]. URL: <http://www.vedapro.ru/pseudo.php> (дата обращения: 20.01.2021).
4. Ульянов Г.Н., Колесниченко С.В., Иванов С.А. Развитие систем локальной навигации // Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С.О. Макарова. 2011. № 2(10). С. 142–147.
5. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. СПб: Университет ИТМО, 2017. 196 с.

A.V. Suvorova (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Accuracy analysis of the stage of constructing a domestic coordinate system of a local radio-navigation system based on Cramer-Rao inequality**

Abstract. Here is considered accuracy estimation of coordinates definition of a local autonomous radio-navigation systems transceiving basic stations, depending on the order of distance measurements between them, problem. With the simulation model are explored potential accuracy characteristics for two versions of exchange protocol and conducted their comparative analysis.

УДК 007.03

А. Н. СЕРГЕЕНКО
(Санкт-Петербургский государственный университет)

ВЕРХНЯЯ ГРАНИЦА ОЦЕНОК, ПОЛУЧЕННЫХ СОВМЕЩЕННЫМ РАНДОМИЗИРОВАННЫМ АЛГОРИТМОМ СТОХАСТИЧЕСКОЙ АППРОКСИМАЦИИ И ПРОТОКОЛОМ ЛОКАЛЬНОГО ГОЛОСОВАНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧИ ТРЕКИНГА

Рассмотрен распределённый алгоритм обработки данных для определения местоположения движущихся объектов в реальном времени. Показано, что алгоритм сходится даже при условии неизвестных, но ограниченных помех. Приведена зависимость верхней границы ошибок оценок, полученных с помощью алгоритма, от шага алгоритма.

Введение. Трекинг или задача отслеживания нескольких целей – это классическая задача в обработке сигналов, которая возникает во многих приложениях, например, в управлении морским или воздушным движением [1]. Сети автономных датчиков служат желательными платформами для отслеживания нескольких целей из-за их реконфигурируемости [2]. Сетевая реализация, однако, делает невозможным использование классических централизованных подходов к фильтрации, поскольку каждый датчик имеет ограниченные вычислительные возможности и лимитированный доступ к измерениям других датчиков [3]. Помимо топологических ограничений (каждый датчик может взаимодействовать только с несколькими соседними узлами сети), связь между датчиками может быть ограничена, например, из-за ограниченной пропускной способности каналов связи, задержек в сети и искаженных данных. В этой статье предлагается использование совмещенного рандомизированного алгоритма стохастической аппроксимации и протокола локального голосования. Такой алгоритм основан на SPSA (simultaneous perturbation stochastic approximation) [4], что является частным случаем стохастического алгоритма градиентного спуска. Важная особенность SPSA — это способность решать оптимизационные проблемы при наличии произвольно неизвестных (но ограниченных) помех и изменяющихся во времени параметров системы [5]. Эти неопределенности не должны быть случайными, и даже если они случайны, их статистические характеристики знать не обязательно.

В предыдущей работе [6] был приведен алгоритм, совмещающий в себе SPSA и протокол локального голосования. В этой работе приводится верхняя граница оценок, необходимая для подтверждения сходимости этого алгоритма при наличии неизвестных, но ограниченных помех, а также шаг алгоритма, который может быть графически вычислен исходя из верхней границы оценок.

Постановка задачи. Пусть существует распределенная сеть, состоящая из m целей (объектов слежения) и n сенсоров (датчиков слежения). Введем обозначения: $N = \{1, 2, \dots, n\}$ – набор всех сенсоров, d – размерность пространства, $\mathbf{s}_t^i = [s_t^{i,1}, \dots, s_t^{i,d}]^T$ – множество координат сенсора i в момент времени t , $M = \{1, 2, \dots, m\}$ – набор всех целей, $\mathbf{r}_t^l = [r_t^{l,1}, \dots, r_t^{l,d}]^T$ – множество координат цели l в момент времени t , $\boldsymbol{\theta}_t = \text{col}(\mathbf{r}_t^1, \dots, \mathbf{r}_t^m)$ – общий вектор состояния всех целей в момент времени t . Предположим, что сенсоры как узлы сети могут обмениваться друг с другом информацией о местоположении целей согласно заранее известной топологии сети. $\mathbf{B}_t = [b_t^{i,j}]$ – матрица связности сети сенсоров, которая зависит от времени, то есть в разные моменты времени сенсоры общаются с разными соседями. Пусть в каждый момент времени t сенсор i измеряет квадрат расстояния $\rho(\mathbf{s}_t^i, \mathbf{r}_t^l)$ только до одной цели l . Предположим, что он еще получает квадрат расстояния от d других сенсоров j_1, \dots, j_d до этой же цели. Стоит отметить, что количество соседей должно совпадать с размерностью пространства для упрощения определения местоположения цели. Обозначим через $\mathbf{u}_t^i = \text{col}(i, j_1, \dots, j_d, l)$ набор соседей, с которыми сенсор i наблюдает за целью l . Необходимо найти в каждый момент времени такой общий вектор оценок местоположе-

ния целей $\widehat{\theta}_t = \text{col}(\widehat{r}_t^1, \dots, \widehat{r}_t^m)$, который будет совпадать с настоящими местоположениями целей θ_t .

Алгоритм решения. Пусть сенсоры получают наблюдения с помехами:

$$y_t^i(\mathbf{u}_t^i, \widehat{r}_t^i(\mathbf{u}_t^i)) = \left\| \widehat{r}_t^i(\mathbf{u}_t^i) - r_t^i(\mathbf{u}_t^i) \right\|^2 + v_t^i = f_t^i(\mathbf{u}_t^i, \widehat{r}_t^i(\mathbf{u}_t^i)) + v_t^i, \quad (1)$$

где v_t^i – неизвестные, но ограниченные по амплитуде помехи [7], $\widehat{\cdot}$ обозначает оценку величины, а $h(\mathbf{u}_t^i)$ – это последний элемент вектора \mathbf{u}_t^i то есть цель, за которой наблюдают сенсоры.

Распределенный мультиагентный алгоритм, которым решается задача оптимизации, совмещает в себе два подхода, а именно SPSA [8] и протокол локального голосования [9]. SPSA позволяет решать поставленную задачу при единственном условии: помехи должны быть ограничены. С помощью протокола локального голосования возможно перейти к распределенному методу решения задачи. Алгоритм поиска оценок представлен в [6].

Расчет верхней границы оценок местоположения целей $\widehat{\theta}_t$. Введем следующие обозначения: $B_{av} = [b_{av}^{ij}]$ – матрица связности, содержащая средние значения (математические ожидания) переменных во времени величин b_{av}^{ij} ; $G_{B_{av}}$ – граф, соответствующий матрице связности B_{av} .

Согласно теореме, описанной в [10], при условии выполнения следующих ограничений:

- движение целей ограничено;
- помехи ограничены;
- граф $G_{B_{av}}$ с матрицей связности B_{av} сильно связан;
- шаг алгоритма α достаточно мал,

последовательность оценок, полученная с помощью алгоритма, ограничена сверху и значение верхней границы \bar{L} рассчитывается следующим образом:

$$\bar{L} = \frac{1}{\mu} (h + \sqrt{h^2 + h\mu}), \quad (2)$$

где h, μ, l – это константы, которые зависят от количества сенсоров и целей, параметров алгоритма, характера движения целей и от верхней границы помех. Формулы, по которым возможно вычислить эти константы, описаны в [10].

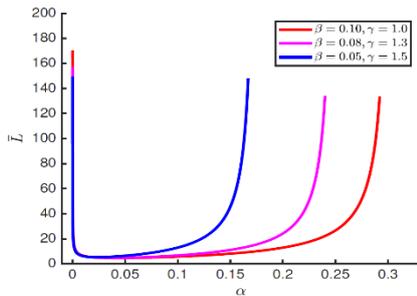


Рис. 1. Зависимость верхней границы оценок, полученных алгоритмом от α при разных фиксированных β и γ

На основе вычисленного значения верхней границы оценок становится возможным определять оптимальный шаг алгоритма α : необходимо выбрать такой шаг, чтобы верхняя граница была минимальна.

На рис. 1 представлена зависимость верхней границы оценок алгоритма от α при условии, что три сенсора следят за восьмью целями в двумерном пространстве при наличии помех в виде константы. Видно, что характер кривой не зависит от выбора других параметров алгоритма β и γ : выбрав шаг алгоритма $\alpha=0.025$, значение верхней границы оценок будет минимально. Таким образом, оптимальным шагом алгоритма, найденным графически, будет $\alpha=0.025$.

Заключение. В работе рассмотрен совмещенный рандомизированный алгоритм стохастической аппроксимации и протокола локального голосования для задачи трекинга. Приведена формула для вычисления значения верхней границы оценок алгоритма, а также ее графическая зависимость от шага алгоритма.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-01-00619а.

ЛИТЕРАТУРА

1. O. Hlinka, F. Hlawatsch, and P. M. Djuric, “Distributed particle filtering in agent networks: A survey, classification, and comparison,” IEEE Signal Processing Magazine, 2013. 30(1), pp. 61–81.

2. **Иванский Ю.В., Сергеенко А.Н.** Распределенные алгоритмы отслеживания траекторий множества объектов массивом мобильных сенсоров. Навигация и управление движением. Сборник тезисов докладов Международного семинара. Под общей редакцией И.В. Белоконова. Самара, 2020. С. 22.
3. **Olfati-Saber, R., Fax, J., and Murray, R.** Consensus and cooperation in networked multi-agent systems. Proceedings of the IEEE, 2007. 95(1), 215-233.
4. **Spall, J.C.** Multivariate stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. IEEE Transactions on Automatic Control, 1992. 37(3), 332-341.
5. **Y. Bar-Shalom, F. Daum, and J. Huang,** "The probabilistic data association filter," IEEE Control Systems Magazine, vol. 29, no. 6, pp. 82–100, 2009.
6. **Сергеенко А.Н.** Распределенное отслеживание большого количества летательных аппаратов в условиях неопределенностей. Навигация и управление движением. Материалы XXII конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2020. С. 319–321.
7. **Erofeeva, V., Granichin, O., Ivanskiy, Y., and Jiang, Y.** Distributed tracking based on simultaneous perturbation stochastic approximation-based consensus algorithm. In Proceedings of the 58th IEEE Conference on Decision and Control, December 10-13, 2019. Nice, France. IEEE.
8. **O. Granichin and N. Amelina** "Simultaneous perturbation stochastic approximation for tracking under unknown but bounded disturbances," IEEE Transactions on Automatic Control, 2015. 60(6), pp. 1653–1658.
9. **Amelina, N., Fradkov, A., Jiang, Y., and Vergados, D.J.** Approximate consensus in stochastic networks with application to load balancing. IEEE Transactions on Information Theory, 2015. 61(4), 1739–1752.
10. **Sergeenko A., Granichin O., Proskurnikov A.V.** Advanced SPSA-based algorithm for multi-target tracking in distributed sensor networks. In Proceedings of the 59th IEEE Conference on Decision and Control, 2020, pp. 2024–2429.

A. N. Sergeenko (St. Petersburg State University, Saint Petersburg). **Upper boundary of the estimates obtained by the combined randomized stochastic approximation algorithm and local voting protocol for the tracking problem.**

Abstract. A distributed data processing algorithm for determining the location of moving objects in real time is considered. It is shown that the algorithm converges even under the condition of unknown but bounded noise. The dependence of the upper bound of the estimates on the step-size of the algorithm is considered.

УДК 681.2.088

А.А. КРЫЛОВ

(Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет))

ПОСТРОЕНИЕ ПРОГНОЗА ИЗМЕНЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

В докладе приведены способы описания и построения прогноза значений погрешностей микроэлектромеханических датчиков. Рассмотрено применение для этого полиномиальной аппроксимации при помощи метода наименьших квадратов, а также нейронной сети. Приведено сравнение точности аппроксимации и прогноза с использованием этих двух методов для дрейфа нуля и погрешности масштабного коэффициента.

Введение. При использовании датчиков на основе микроэлектромеханических систем (МЭМС) необходимо учитывать сложную структуру их погрешностей, связанную с зависимостью составляющих этих погрешностей от времени с момента включения, динамики изменения температуры, нестабильностью от включения к включению, нестабильностью систематической составляющей от времени хранения датчика. Уход систематической составляющей дрейфа нуля [1, 2] и масштабного коэффициента является особенностью, присущей всем МЭМС датчикам, но имеющей различные значения в зависимости от производителя. Предлагаемый доклад посвящен задаче выделения составляющих суммарных погрешностей, изменяющихся от времени хранения датчика и построения правдоподобного прогноза изменения их значений.

Анализ предлагаемых способов аппроксимации и прогноза. Такие погрешности МЭМС гироскопов и акселерометров, как дрейф нуля и погрешность масштабного коэффициента можно представить в виде суммы составляющих, каждая из которых проявляет себя в зависимости от времени и температуры. Так, дрейф нуля гироскопов можно представить формулой [3]:

$$\Delta\omega_{op} = \Delta\omega_{T.cист} + \Delta\omega_{xp} + \Delta\omega_t + \Delta\omega_{нестаб}, \quad (1)$$

где: $\Delta\omega_{T.cист}$ – составляющая дрейфа нуля, зависящая от температуры,

$\Delta\omega_{xp}$ – изменяющаяся от времени хранения систематическая составляющая дрейфа нуля,

$\Delta\omega_t$ – составляющая дрейфа нуля, зависящая от времени с момента включения,

$\Delta\omega_{нестаб}$ – нестабильность нуля от включения к включению.

Аналогично, погрешность масштабного коэффициента гироскопов может быть представлена в виде [4]:

$$K_{\omega n}(\omega) = K_{\omega T.cист} + K_{\omega xp} + K_{\omega t} + K_{\omega нестаб} + K_{\omega нелин}(\omega), \quad (2)$$

где: $K_{\omega T.cист}$ – компонента, зависящая от температуры;

$K_{\omega xp}$ – изменение систематической компоненты от времени хранения,

$K_{\omega t}$ – компонента, изменяющаяся от времени с момента включения,

$K_{\omega нестаб}$ – нестабильность от включения к включению.

$K_{\omega нелин}(\omega)$ – нелинейность масштабного коэффициента, зависящая от величины задаваемого воздействия (угловой скорости).

Уравнения, аналогичные (1) и (2), будут справедливы и для МЭМС акселерометров.

При предварительной калибровке МЭМС датчиков определяются параметры в предположении, что погрешность, связанная со временем хранения равна нулю. Однако через некоторое время после калибровки значения параметров $\Delta\omega_{xp}$ и $K_{\omega xp}$ начинают изменяться. В исследовании [1] показан характер изменения этих погрешностей. Далее в докладе предложены два способа описания изменения этих погрешностей от времени хранения – аппроксимация и

прогнозирование с использованием полинома и построение прогноза при помощи нейронной сети. Для обеспечения наблюдаемости этих параметров необходимо производить достаточное число повторений (включений), чтобы устранить погрешность каждой записи, вносимую $\Delta\omega_{\text{нестаб}}$ и $K_{\text{онестаб}}$. Компоненты, зависящие от времени с момента включения и температуры перед началом исследований предварительно калибруются и исключаются.

При описании кривой данных, полученных в результате испытаний, полиномом n -й степени был использован метод наименьших квадратов для нахождения его коэффициентов [5]:

$$y_i = a_0 + \sum_{i=0}^k a_i x^i, \quad (3)$$

где x^i – i -е моменты времени,

y_i – значения погрешности ($\Delta\omega_{\text{нестаб}}$, $K_{\text{онестаб}}$ для гироскопов или аналогично $\Delta a_{\text{нестаб}}$, $K_{\text{анестаб}}$ для акселерометров),

a_i – коэффициенты зависимости погрешности от времени, скорость изменения погрешности.

В литературе, в частности [4, 6], нет единого подхода к подбору модели описания погрешностей, зависящих от времени. Экспериментально установлено, что недостатком полиномиальной аппроксимации для такой зависимости является недостаточная точность.

Другим способом аппроксимации является использование нейронной сети. Её преимуществом помимо более точной аппроксимации является хорошая способность к прогнозу при подходящей настройке архитектуры и параметров [7, 8].

Для решения задачи предлагается использовать нейронную сеть с четырнадцатью входными нейронами (данные за четырнадцать следующих подряд недель), двумя скрытыми слоями по четырнадцать нейронов и выходным слоем с семью нейронами (оценочный результат по последующим семи неделям). При нейронной сети с одним скрытым слоем аппроксимирующая функция представляет собой линейную комбинацию, что приводит к таким же проблемам, как и в случае полинома n -ной степени. Количество входных и выходных нейронов взято соответственно количеству входных и выходных данных, количество нейронов в скрытых слоях для корректного обучения оказалось равным семи, что было установлено путём моделирования. В качестве функции активации нейронов использовалась сигмоидальная функция (при ней обучение достигалось наиболее быстро). Такая архитектура применялась как для описания погрешности дрейфа нуля от времени хранения, так и для описания погрешности масштабного коэффициента от времени хранения гироскопов и акселерометров.

Результаты испытаний и обсуждение. Результат аппроксимации данных дрейфа нуля гироскопа за 14 недель полиномом (в качестве примера взята 8-я степень) показан на рис. 1, а результата аппроксимации за 14 недель и прогноза на 2 недели показан на рисунке 2. Как видно, при отсутствии явно существующих зависимостей, описываемых коэффициентами полинома, такой способ непригоден для прогноза с удовлетворительной точностью.

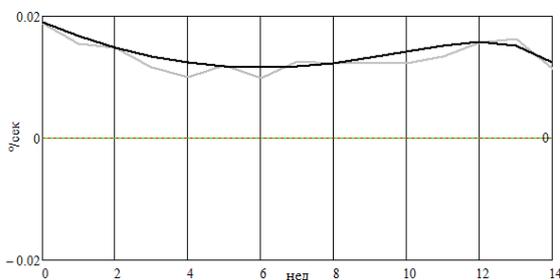


Рис.1. Дрейф нуля гироскопов. Аппроксимация при помощи полинома. Светлая линия – реальные данные, темная – полином.

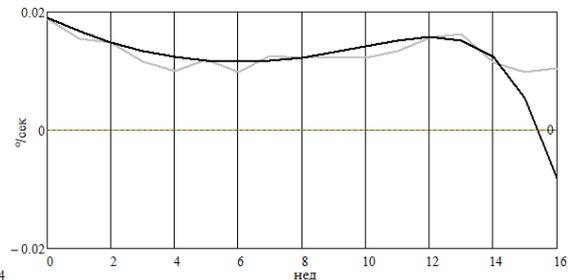


Рис.2. Дрейф нуля гироскопов. Аппроксимация и прогноз при помощи полинома. Светлая линия – реальные данные, темная – полином.

Результаты обучения нейронной сети на входных данных по 14 неделям и выходных данных по последующим 7 неделям, а также применения обученной сети на последующем 7-недельном промежутке и прогноза на следующем за ним 7-недельном промежутке показаны на рисунке 3а

и 3б. На рисунке 3а использовались данные по дрейфу нуля гироскопов, на рисунке 3б – масштабные коэффициенты гироскопов. Для обучения в обоих случаях использовалось 10 тестовых наборов, установленное опытным путём оптимальное количество эпох обучения – 10000.

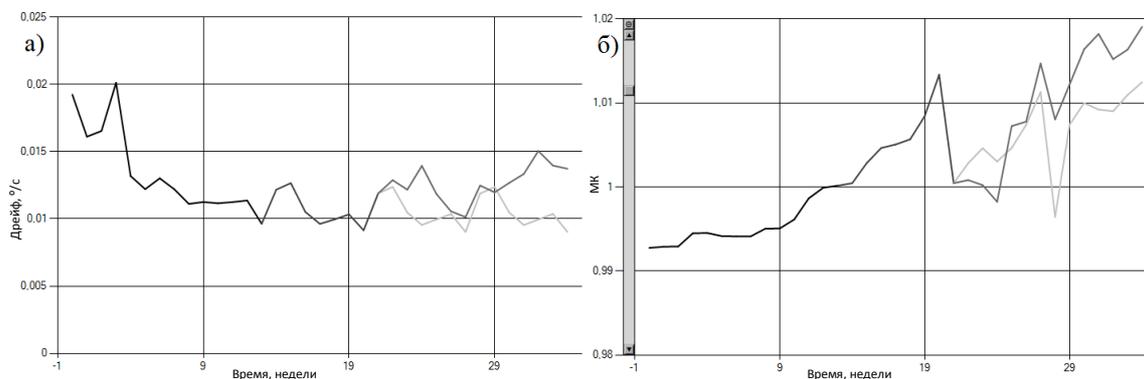


Рис.3. Прогноз при помощи нейронной сети. Темная линия – данные для обучения, светлая линия – прогнозируемые данные (на основе 7-21 недель и 14-28 недель соответственно), серая линия – реальный результат. а) Дрейф нуля гироскопов от времени хранения. б) Масштабный коэффициент гироскопов от времени хранения.

Достигнутая точность аппроксимации при этом методе значительно лучше, чем при аппроксимации полиномом, результаты оценки и сравнения методов представлены в таблице 1 (оценивалась разность средних арифметических реального и аппроксимационного значения за 1 минуту измерений).

Таблица 1.
Результаты по точности аппроксимации и прогноза по двум способам

Параметр/Метод	Метод наименьших квадратов (полином)	Нейронная сеть
Точность аппроксимации (обучения), дрейф нуля, %/с	0,002	0,00001
Точность прогноза, дрейф нуля, %/с	0,016	0,002
Точность аппроксимации (обучения), масштабный коэффициент, %	0,25	0,001
Точность прогноза, масштабный коэффициент, %	0,8	0,03

В случае с акселерометрами получились похожие результаты по сравнению с результатами полученными для гироскопов.

Заключение. В работе выделены составляющие погрешностей МЭМС датчиков, зависящие от времени хранения. Проведено сравнение точности прогноза с использованием аппроксимации полиномом и нейронной сети применительно к этим погрешностям. Нейронная сеть с двумя скрытыми слоями показала значительно более точную аппроксимацию и прогноз изменения значений погрешностей. Использование такого способа прогноза полезно при построении плана калибровки МЭМС датчиков, так как позволяет оценить время (при хранении датчика) возможного выхода характеристик за предельно допустимые значения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Крылов А.А.** Исследование нестабильности дрейфа нуля МЭМС-гироскопов и способов её учёта при калибровке, Известия Тульского государственного университета. Технические науки, 2018, № 5, с. 93–97.
2. **Филатов Ю.В., Боронахин А.М., Дао В.Б., Ле В.Ч., Подгорная Л.Н.** Исследование статистических погрешностей триады микромеханических акселерометров в режиме квазигармонических колебаний. Гироскопия и навигация, том 24, №4 (95), 2016, с. 35–46.
3. **D. Bhatt, P. Aggarwal, P. Bhattacharya and V. Devabhaktuni.** An Enhanced MEMS Error Modeling Approach Based on Nu-Support Vector Regression, Sensors, 2012, 12, с. 9448–9466.
4. **F. Rudolf, S. Gonseth, R. Brisson, P.Krebs.** New generation of High Performance/High reliability MEMS accelerometers for harsh Environment. 2014 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium PLANS, 2014. с. 1–5.
5. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. Санкт-Петербург. Университет ИТМО, 2017, с. 70–82.

6. **I.P. Prikhodko, S.Nadig, J.A. Gregory, W.A. Clark, and M.W. Judy.** Half-A-Month Stable 0.2 Degree-Per-Hour Mode-Matched MEMS Gyroscope. 2017 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), c. 15–18
7. **G. Araghi, R. Jr Landry,** Temperature compensation model of MEMS inertial sensors based on neural network, 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), 2018, c. 201–209.
8. **Qi. Zhang, Zh. Tan, L. Guo,** Compensation of temperature drift of MEMS gyroscope using BP neural network, 2009 International Conference on Information Engineering and Computer Science, 2009, c. 1–4.

A.A. Krylov (Moscow Aviation Institute). The forecasting features of microelectromechanical sensor characteristics

Abstract. The report describes the methods of forecasting for the error values of microelectromechanical sensors. For the analysis, we took characteristics of microelectromechanical gyroscopes and accelerometers, which vary with storage time, such as zero drift and scale factor error. The application of polynomial models to describe the properties of these errors, as well as ways of calculating them using the least squares method, is considered. The application of the backpropagation neural network as a potentially more accurate method of approximation and prediction is also considered. The comparison of the results of the predicted values by these two methods is given.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ
УДК 681.51

Е. Б. АМБРОСОВСКАЯ

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет им В.У. Ленина «ЛЭТИ»,
АО «Навис»)

Д. В. КАЛИМОВ

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет им В.У. Ленина «ЛЭТИ»)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРИВОДА ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ С ЦЕЛЬЮ РАННЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ ОТКАЗА

Приводится итерационный алгоритм, использующий методы спектрального и корреляционного анализ и позволяющий проводить оценку времени задержки и скорости перекладки рулей судна в системе динамического позиционирования. Достоинство алгоритма в том, что он позволяет проводить раннюю диагностику отказов системы динамического позиционирования, по причине изменения свойств следящих приводов.

Введение. Системы динамического позиционирования (ДП), как правило, используют в качестве органов управления рули, гребные винты, винторулевые колонки (ВРК), подруливающие устройства (ПУ) туннельного типа с винтами фиксированного шага (ВФШ) или регулируемого шага (ВРШ) [2,4,6,8], взаимодействуя со следящим приводом каждого органа, выдавая управляющий сигнал и получая сигнал обратной связи. В ходе работы системы могут меняться параметры привода вследствие отказов – появляться люфты, падать скорость перекладки, появляться транспортные задержки и сбиваться калибровочные таблицы. При существенном изменении динамики привода поведение системы автоматического управления в целом может становиться нестабильным (например, при увеличении транспортной задержки или существенном падении скорости перекладки). В некоторых случаях такие изменения просто потребуют перенастройки законов управления и системы в целом, то есть являются устранимыми. Поэтому оценка параметров привода, которая может быть выполнена без специальных маневров, периодически при работе системы, может позволить проводить раннюю диагностику отказов.

Эталонная модель привода (следящей системы). Под эталонной моделью подразумевается математическая модель, структура которой приведена на рис. 1. Таким структурам соответствует электрогидравлический привод руля – с насосом постоянной или переменной производительности [3,4,7]. Аналогичную структуру имеет привод ВРК по углу перекладки. Так же может быть промоделирован и привод винта регулируемого шага ПУ. Электродвигатели ПУ и ВРК также упрощенно можно привести к этой структуре, если под управляющим воздействием воспринимать заданную частоту вращения (обороты двигателя).

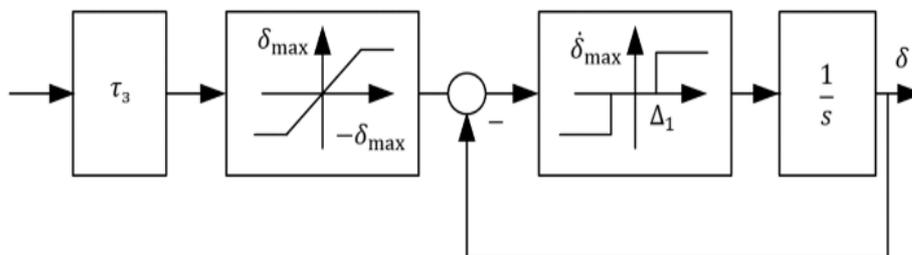


Рис. 1 Эталонная модели привода с постоянной перекладки.

Постановка задачи. При пусконаладке системы ДП часто проводят специальные тесты, которые позволяют оценить динамику привода «на глаз». Однако, многое можно определить и в ходе нормального функционирования системы без проведения специальных тестов. Цель работы - по записи сигналов управления и обратной связи органов управления судном оценить за-

держку и максимальную скорость перекладки приводов рулей, а также степень соответствия модели рис.1.

Шаг 1. Получение сигнала угловой скорости и грубая оценка максимальной скорости перекладки. Если бы сигнал обратной связи можно было продифференцировать, то задача определения максимальной скорости была бы тривиальной. Но не говоря уже о том, что в сигнале обратной связи присутствуют шумы, он является существенно негладким и дифференцировать численно его непросто. В работе мы используем численное дифференцирование при помощи алгоритма быстрого преобразования Фурье (БПФ) [1, 5]. Основными параметрами этой обработки будут параметры частотного окна (тип окна и максимальная частота окна).

Шаг 2. Сравнение сигнала и эталонной модели. Оценив максимальную скорость перекладки руля $\dot{\delta}_{\max}$, мы можем получить «модельную обработку» сигнала $\hat{\delta}$, пропустив реальный управляющий сигнал δ^* через модель типа 1 с определенным на предыдущем шаге параметром максимальной скорости перекладки.

Если скорость определена достаточно точно, то между сигналами обратной связи в «эталонной модели» и обратной связи в натуральных испытаниях задержка будет равна транспортной.

Шаг 3. Определение транспортной задержки. Для определения задержки между сигналами δ и $\hat{\delta}$ построим их взаимную корреляционную функцию. Как мы ожидаем, сигнал δ запаздывает относительно $\hat{\delta}$ на величину транспортной задержки τ^* и мы ожидаем, что максимум взаимной корреляции приходится на значение, равное τ^* , следовательно, значение τ^* можно определить как точку максимума взаимной корреляционной функции $R_{\delta, \hat{\delta}}(\tau)$. После определения задержки можно уточнить скорость перекладки, выполнив следующий уточняющий шаг.

Шаг 4. Уточнение скорости перекладки. На этом шаге воспользуемся моделью рис.1, подставив в нее уже определенную задержку.

$$\dot{\delta}(t) = \dot{\delta}_{\max} \operatorname{sign} \left\{ \delta^*(t - \tau^*) - \delta(t) \right\} \quad (1)$$

Это уравнение линейно по параметру $\dot{\delta}_{\max}$ и следовательно оно может быть определено по методу наименьших квадратов. Далее можно вернуться к шагу 2, и таким образом проделать несколько итераций. Результатом работы алгоритма будут оценки максимальной скорости $\dot{\delta}_{\max}$ и транспортной задержки τ^* .

Результаты обработки натуральных данных приведены на рис. 2 и рис. 3. На первом рисунке изображены графики управляющего воздействия (cmd), обратной связи системы (fb) и обратной связи полученной с использованием эталонной модели, показанной на рис. 1. На рис. 3 изображена корреляционная функция и график оценки скорости перекладки.

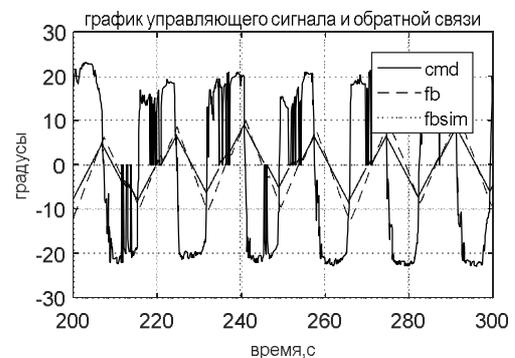


Рис. 2 Управляющий сигнал и обратная связь

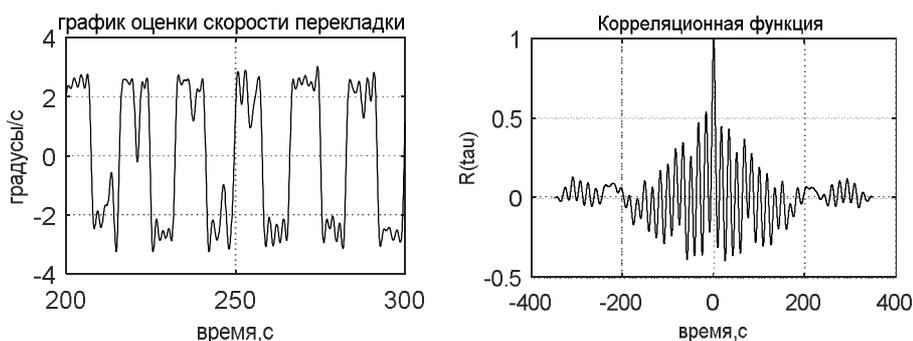


Рис. 3 Корреляционная функция и оценка скорости перекладки

Заключение. Предложен алгоритм, который определяет такие параметры привода, как максимальную скорость перекладки руля и время транспортной задержки. Алгоритм использован для обработки данных, полученных в ходе натурных испытаний, при которых были оценены оба параметра. Он позволяет помочь обнаружить отказ в системе динамического позиционирования за счет обнаружения изменения в параметрах привода органов управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Амбросовский В. М., Амбросовская Е. Б.** Анализ сигналов в корабельных информационно-управляющих системах: учеб. пособие. СПб: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2017.
2. **Амбросовский В. М., Корнев А. С, Лукомский Ю. А., Шпекторов А. Г.** Координированное управление морскими подвижными объектами. СПб: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2016.
3. **Березин С.Я., Тетюев Б.А.** Системы автоматического управления движением судна по курсу. Л.: Судостроение, 1990.
4. **Вагущенко Л.Л., Цымбал Н.Н.** Системы автоматического управления движением судна. Одесса, 2007.
5. **Лайонс Р.** Цифровая обработка сигналов. М.: Бином-пресс, 2011.
6. **Лукомский Ю.А., Чугунов В.С.** Системы управления морскими подвижными объектами. Л.: Судостроение, 1988.
7. **Соболев Г.В.** Управляемость корабля и автоматизация судовождения Л.: 1976.
8. **A.J.Sorensen.** Marine Control Systems. Propulsion and Motion Control of Ships and Ocean Structures. Lecture Notes, NTNU, 2013.

E. B. Ambrosovskaya St. Petersburg State Electrotechnical University named after V.U. Lenin (LETI), Navis, Saint Petersburg, Russia), **D.V. Kalimov** (St. Petersburg State Electrotechnical University named after V.U. Lenin (LETI)). **Actuator parameters estimation in the dynamic positioning system for the purpose of early failure diagnostics**

Abstract. In this article, an algorithm that allows to estimate actuator parameters - the delay and maximal rate. This algorithm can be used for early diagnostics of failures of the dynamic positioning system in order to detect actuator malfunctioning.

УДК 681.51

И.С. НАЛБАТ, В.С. МЕЛЬКАНОВИЧ
(АО «Концерн «Электроприбор», Санкт-Петербург)

РАСЧЕТ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ В ЗОНЕ ФРАУНГОФЕРА ИСХОДЯ ИЗ ЗАМЕРОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ В ЗОНЕ ФРЕНЕЛЯ

Приведен расчет диаграммы направленности линейной эквидистантной антенной решетки в дальней зоне исходя из замеров диаграмм направленности, осуществляемых в ближней зоне, с помощью метода, указанного в РД5Р.8361-86, который сформирован на основе ОСТ5.8361-86. Предложен альтернативный метод вычисления диаграммы направленности при помощи линейной комбинации трех вычисленных диаграмм направленности.

Введение. При испытаниях антенны расстояние, с которого начинается её дальняя зона, может оказаться большим, чем размер испытательного бассейна. В этом случае расчет диаграммы направленности (ДН) антенной решетки (АР) сопряжен со значительными материальными затратами, обусловленными арендой бассейна необходимых размеров или проведением испытаний на реальных водоемах. Для преодоления этой проблемы ранее был разработан ОСТ5.8361-86, далее преобразованный в РД5Р.8361-86, где изложен регрессионный метод расчета ДН АР для дальней зоны АР исходя из замеров, полученных в ближней зоне.

В качестве альтернативного метода может быть предложен метод наименьших квадратов, который основан на линейной комбинации ДН, замеренных тем же способом. Также имеются другие методы пересчета ДН с использованием интегральной формулы Гельмгольца [1,2].

Задачей работы является расчет ДН конкретной АР в зоне Фраунгофера, исходя из замеров ДН, осуществляемых в зоне Френеля. Предлагаемый доклад посвящен решению рассматриваемой задачи двумя вышеперечисленными методами путем моделирования процесса замера ДН.

Регрессионный метод основан на осуществлении замеров ДН на трех доступных для измерений малых дальностях r_1, r_2, r_3 , каждая из которых соответствует зоне Френеля. ДН АР в дальней зоне вычисляется в соответствии с формулой [3]:

$$L(\theta) = \left[\frac{(v^2 + 1)^2 \frac{U_1^2(\theta)}{U_1^2} - 8v^4 \frac{U_3^2(\theta)}{U_3^2} + v^4 (v^2 + 1)^2 \frac{U_2^2(\theta)}{U_2^2}}{(v^2 + 1)^2 \frac{U_{1m}^2}{U_1^2} - 8v^4 \frac{U_{3m}^2}{U_3^2} + v^4 (v^2 + 1)^2 \frac{U_{2m}^2}{U_2^2}} \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (1)$$

где $L(\theta)$ – ДН, являющаяся результатом пересчета ДН, замеренной в дальней зоне; $U_i(\theta)$ – ДН, замеренная на дистанции r_i ; U_{im} – максимальное значение ДН, замеренной на дистанции r_i ; U_i – напряжение на выходе излучающей части установки при замере на дистанции r_i ; $v = \frac{r_2}{r_1}$;

$r_1 = \frac{0.35D^2}{\lambda}$; D – максимальный или эффективный размер АР; λ – длина волны на верхней частоте диапазона измерений; $r_2 \geq 1.4r_1$; $r_3 = \frac{\sqrt{2}r_1r_2}{\sqrt{r_1^2 + r_2^2}}$.

Метод наименьших квадратов. Согласно предлагаемому методу, ДН АР вычисляется как линейная комбинация ДН, замеренных на расстояниях r_1, r_2, r_3 , с весовыми коэффициентами, формируемыми из соображений минимизации среднего квадрата невязки. Вычисленная таким образом ДН имеет вид

$$Y = \tilde{X}\vec{A}, \quad (2)$$

где $\tilde{X} = [\tilde{X}_1, \tilde{X}_2, \tilde{X}_3]$ – матрица, составленная из векторов, представляющих собой ДН, измеренные для набора дистанций r_1, r_2, r_3 соответственно; \tilde{A} – вектор весовых коэффициентов. Критерий формирования вектора \tilde{A} можно представить следующим образом:

$$(\tilde{X}\tilde{A} - X)^+ (\tilde{X}\tilde{A} - X) \rightarrow \min, \quad (3)$$

где X – модельная ДН, вычисленная для дистанции r_4 , соответствующей зоне Фраунгофера. Значение \tilde{A} , соответствующее критерию, определяется как:

$$A = (\tilde{X}^+ \tilde{X})^{-1} \tilde{X}^+ X. \quad (4)$$

Результаты моделирования приведены для случая пятидесятиэлементной линейной эквидистантной АР с межэлементным расстоянием 0.5λ . На рис.1 представлены модельные замеры ДН на дистанциях r_1, r_2, r_3 .

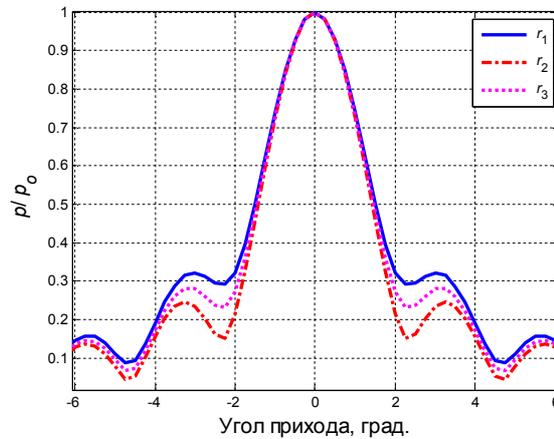


Рис. 1. ДН линейной АР для дистанций r_1, r_2, r_3 , соответствующих зоне Френеля.

На рис. 2 приведены расчетные ДН, вычисленные в соответствии с выражениями (1) и (2), а также модельная ДН, соответствующая дистанции r_4 .

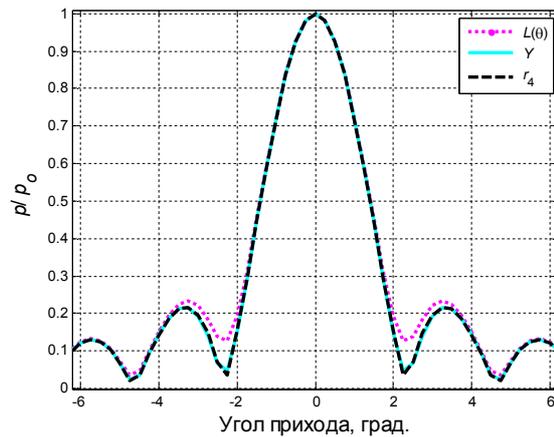


Рис. 2. ДН линейной АР, где $L(\theta)$ – ДН, рассчитанная по формуле (1), Y – ДН, рассчитанная по формуле (2), r_4 – ДН, соответствующая дальней зоне.

Из рис. 2 видно, что регрессионный метод обеспечивает достаточно точный пересчет ДН из зоны Френеля в зону Фраунгофера, а основная ошибка находится в районе первых нулей ДН и составляет приблизительно 10%. Также имеется ошибка порядка 3% по уровню первых боковых лепестков, представляющаяся допустимой для такого характера пересчета. Использование альтернативного метода (2)–(4) обеспечивает получение расчетной ДН с ошибкой на порядок меньше, а именно не более 1% в районе нулей ДН.

На рис. 3 приведены аналогичные рис. 2 результаты для случая, когда ошибки коэффициентов передачи гидрофонов составляют 40%.

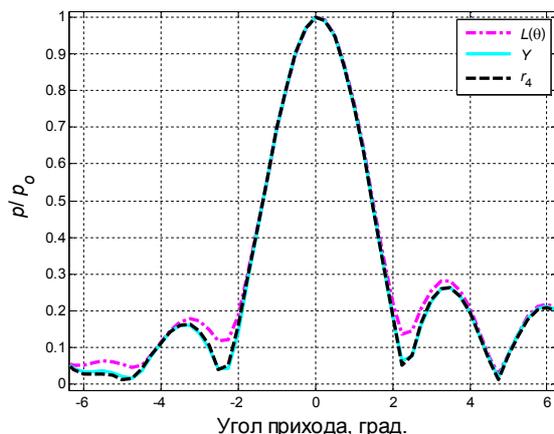


Рис. 3 ДН линейной АР аналогичные рис.2 при наличии ошибок коэффициентов передачи гидрофонов.

Сравнение рис. 2 и рис. 3 позволяет говорить о характере искажения ДН, обусловленного наличием ошибок коэффициентов передачи гидрофонов. В этом случае ошибка при применении регрессионного метода увеличивается до 13% в области первых нулей ДН и до 3-4% в области первых боковых максимумов. В отличие от регрессионного метода, метод (2)-(4) обеспечивает практически точное вычисление ДН.

Заключение. В работе рассмотрен вопрос о пересчете ДН линейной эквидистантной антенной решетки из зоны Френеля в зону Фраунгофера с использованием регрессионного метода и метода наименьших квадратов. Первый метод описан в РД5Р.8361-86 и требует четкого установления трех дистанций измерений ДН, каждая из которых соответствует зоне Френеля. ДН АР в зоне Фраунгофера вычисляется по формуле (1). Второй метод имеет большую свободу выбора дистанций и числа измерений. ДН АР в зоне Фраунгофера вычисляется по формуле (2). После проведения моделирования можно заключить, что методика пересчета ДН из ближней зоны в дальнюю может быть реализована регрессионным методом, однако использование метода наименьших квадратов обеспечивает получение более точного результата в условиях наличия ошибок коэффициентов передачи элементарных приемных каналов.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ, проект № 19-08-00253.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Годзиашвили Г.Ю.** Особенности проведения измерений электроакустических характеристик гидроакустических комплексов подводных лодок в условиях бассейна заводской акватории с использованием метода «ближнего поля». Гидроакустика. 2020. №42 (2). С. 16-22.
2. **Махонин Г.М., Черепанцев С.Ф., Черниховская Г.Л., Ершова О.В.** Расчет пространственного распределения поля гидроакустических антенн, работающих в зоне Френеля. Известия ТРТУ. 2004. №5 (40). С. 57-64
3. Отраслевой стандарт «Аппаратура гидроакустическая. Антенна и преобразователи. Методы измерений электроакустических параметров в измерительных бассейнах». РД5Р.8361-86.

I.S.Nalbat, V.S.Melkanovich (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **Calculation of the antenna array radiation pattern in the Fraunhofer zone based on measurements in the Fresnel zone.**

Abstract. The article calculates the radiation pattern of a linear antenna array in the far zone based on measurements of radiation patterns carried out in the near zone, using the method specified in RD5R.8361-86, formed on the basis of the Soviet OST5.8361-86. An alternative method for calculating the radiation pattern using a linear combination of three calculated radiation pattern is also proposed.

УДК 681.51

К.Д. КОПЫЛОВА, О.Н. ГРАНИЧИН, Ю.В.ИВАНСКИЙ
(Санкт-Петербургский государственный университет)

МОДЕЛИРОВАНИЕ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ РАДИОТЕЛЕСКОПА

Представлена математическая модель антенной системы радиотелескопа. Рассматривается применение рандомизированного алгоритма стохастической оптимизации для управления зеркальными поверхностями радиотелескопа для минимизации размеров фокального пятна и возможность построения системы быстрой настройки антенны переменного профиля, обладающей повышенной помехоустойчивостью, на примере данной модели.

Введение. Зеркальные системы радиотелескопов предназначены для фокусировки излучения на плоскость приемников. В идеальной схеме антенной системы сигнал собирается в одной точке. Деформации конструкций радиотелескопов приводят к отклонению длин оптических путей лучей от требуемых. В результате точка фокуса на плоскости приемника смещается [4]. Для повышения точности отражающей поверхности зеркал радиотелескопов применяются следующие методы: автоколлимационный [6], калибровка телескопа по спектральной плотности потока излучения, метод синхронной калибровки [5], лазерные геодезические измерения [1], улучшение кинематики антенных элементов [3], радиоголографический метод [8]. В рамках исследования были разработаны математические модели зеркальной системы и отраженного сигнала [9]. Целью работы являлось изучение возможности быстрой настройки антенны переменного профиля (АПП) с использованием рандомизированного алгоритма стохастической оптимизации (SPSA) [2]. В докладе описываются основные, полученные в ходе работы результаты.

Постановка задачи. Телескоп может быть представлен в виде геометрической модели, состоящей из множества отражающих поверхностей со стабильной формой. Совокупность всех отражающих поверхностей телескопа назовем зеркальной системой телескопа. Высокая точность и стабильность поверхности зеркальной системы должны быть обеспечены на всех рабочих углах наклона антенны радиотелескопа. Поэтому необходимо регулярно проводить проверку положения элементов антенны и, если необходимо, юстировку (корректировку) [1]. Формирование отражающей поверхности АПП происходит выставлением каждого отдельного элемента главного зеркала в определенное положение по окружности или параболе. Время юстировки одного щита АПП РАТАН-600 (радиоастрономический телескоп академии наук) по трем координатам составляет 1,5-2 минуты. Время выполнения автоколлимационной автоматической юстировки Северного сектора (225 элементов) — 6,5-7 часов [6]. Были проведены исследования влияния невыставленных щитов на антенную температуру наблюдаемых источников. Следствием невыставления отдельных щитов будет изменение диаграммы направленности антенны, приводящее к увеличению ее боковых лепестков и снижению максимума, а также энергетические потери [7].

Рассмотрим модель такого телескопа. На каждое зеркало падает синусоидальный сигнал $x_i(t)$, который отражается и поступает в приемник в виде:

$$\bar{x}_i(t) = \bar{A}_i(\gamma_i, \eta_i, \theta_i) (\sin(\omega t + \bar{\varphi}_i(\gamma_i, \eta_i, \theta_i))), \quad (1)$$

где: ω — частота сигнала; $\bar{\varphi}_i$ — фаза сигнала от i -го зеркала (отражающего элемента); \bar{A}_i — амплитуда сигнала от i -го зеркала (отражающего элемента); γ_i, η_i — углы поворотов i -го отражающего элемента; θ_i — смещение i -го отражающего элемента.

$$\tau_k = \tau_k(\gamma_i, \eta_i, \theta_i), \quad (2)$$

где τ_k вектор, в котором содержатся все параметры зеркальной системы.

На выходе получаем сигналы y_i :

$$y_i(t) = x_i(t) + v_i(t), \quad (3)$$

где v_i – компонента сигнала от i -го зеркала (отражающего элемента), которая включает в себя все помехи, включая погрешность приемной аппаратуры, шум окружающей среды, погрешность установки i -го отражающего элемента и т.п.

Формула для общего выходного сигнала антенны:

$$Y(t, \tau_k) = \sum_{i \in \tau_k} y_i(t), \quad (4)$$

Разобьем временную ось на интервалы. На каждом из них вычислим мощность сигнала:

$$P(\tau_k) = \int_{t \in T_k} |Y(t, \tau_k)|^2 dt, \quad (5)$$

где k – индекс интервала времени, T_k – k -й интервал времени, τ_k – параметры всех отражающих поверхностей антенны,

В изучаемом алгоритме рассматривается задача выбора оптимального набора τ_k , максимизирующего мощность принимаемого сигнала на основе модели (4).

Решение задачи. Предлагается использовать рандомизированный алгоритм стохастической оптимизации из [2]:

1. Выбираем τ_0 .
2. Генерируем последовательно вектора δ_k с компонентами из ± 1 , которые выбираются равновероятно.
3. Вычисляем значения для $P_{2k-1}(\tau_k + \beta \delta_k)$ и $P_{2k-1}(\tau_k - \beta \delta_k)$.
4. Далее следующую оценку τ_{k+1} формируем по правилу:

$$\tau_{k+1} = \tau_k - \alpha \delta_k \frac{P_{2k-1}(\tau_k + \beta \delta_k) - P_{2k-1}(\tau_k - \beta \delta_k)}{2\beta}, \quad (6)$$

где α, β – параметры алгоритма.

Применяя алгоритм SPSA, можно не только ускорить, но и повысить качество настройки зеркал за счёт уменьшения влияния неконтролируемых деформаций зеркал как долговременных (постоянных), так и динамически возникающих.

Преимуществами метода SPSA являются: состоятельность при почти произвольных помехах, асимптотически-оптимальная скорость сходимости, минимальное число наблюдений на итерации, применимость к задаче об отслеживании изменений параметров [2].

В ходе моделирования было достигнуто время настройки АПП менее двух часов.

Заключение. В рамках работы был предложен метод быстрой настройки модели многоэлементной антенной системы, обеспечивающий минимизацию влияния неконтролируемых возмущений (подавление помех происходит в процессе настройки АПП).

Для решения поставленной задачи было проведено моделирование зеркальной системы радиотелескопа на основе установки РАТАН-600 [9]. К полученным моделям был применен описанный выше алгоритм настройки на основе рандомизированной стохастической оптимизации. В дальнейшем планируется реализовать предложенный метод на установке РАТАН-600.

Работа выполнена в рамках проекта «Искусственный интеллект и наука о данных: теория, технология, отраслевые и междисциплинарные исследования и приложения» по государственному заданию СПбГУ, проект №. 73555239.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Жаров В.И., Сотникова Ю.В.** Методика определения кинематических характеристик элементов главного зеркала радиотелескопа РАТАН-600 с использованием современных лазерных измерительных систем. *Астрофизический Бюллетень*, 2017. Том 72, № 4, С. 520–526.
2. **Граничин О.Н., Поляк Б.Т.** Рандомизированные алгоритмы оценивания и оптимизации при почти произвольных помехах. М.: Наука, 2003. 291 с.
3. **Хайкин В.Б., Стороженко А.А., Шлензин С.В., Лебедев М.К., Васильков М.Ю., Светлов Д.О., Богод В.М.** О проекте модернизации кинематических узлов, приводов и схемы управления щитами плоского отражателя радиотелескопа РАТАН-600 – СПб.: ИПА РАН, 2018. Вып. 47-С. 64-71.
4. **Дубаренко В.В., Кучмин А.Ю., Артеменко Ю.Н., Шишляков В.Ф.** Радиотелескопы миллиметрового диапазона с регулируемыми поверхностями зеркал: М. – СПб.: ГУАП, 2019. 240 с.

5. **Сотникова Ю.В., Ковалев Ю.А., Эркенов А.К.**, Метод синхронной калибровки РАТАН-600 с использованием 2х его секторов. *Астрофизический Бюллетень*, 2019. Том 74, № 4, С. 535–543.
6. **Хайкин В.Б., Бурсов Н.Н.** Автоколлимационная автоматическая юстировка и контроль КПД элементов радиотелескопа РАТАН-600. *Журнал радиоэлектроники*, 2016. С. 1684-1719.
7. **Мингалиев М.Г.** РАТАН-600 - современное состояние и перспективы. Тезисы докл. Конф. РТ-2002, в Пущине, 2002. С. 80.
8. **Хайкин В.Б., Лебедев М.К., Рипак А.М.** Способ радиоголографического контроля поверхности главного зеркала радиотелескопа РАТАН-600 с радиальным движением опорного элемента. *Журнал радиоэлектроники*, 2016. С. 1684-1719.
9. **Копылова К.Д., Граничин О.Н.** Минимизация погрешности радиоастрономического телескопа с помощью рандомизированного алгоритма стохастической оптимизации. *Материалы XXXII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н. Н. Острякова СПб, 2020. С.216-218.*

K.D.Kopylova, O.N.Granichin, Y.V.Ivanskiy (Saint Petersburg State University, Saint Petersburg). **Modeling the antenna system of a radio telescope**

Abstract. The report presents a mathematical model of the radio telescope antenna system. The application of a randomized stochastic optimization algorithm for controlling the mirror surfaces of a radio telescope is studied. The algorithm is used for minimization of the focal spot size. The possibility of constructing a system for fast tuning of a variable profile antenna with increased noise immunity is considered.

УДК 551.508.855: 656.7.052

С. А. ЗЯБКИН

(Московский государственный технический университет гражданской авиации)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ ЗОН ВЕРОЯТНОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ В НАЗЕМНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСАХ

Проведен анализ влияния обледенения на аэродинамические и летно-технические характеристики воздушных судов. Рассмотрен алгоритм обнаружения зон вероятного обледенения детектированием капель жидкой воды при помощи наземной метеорологической радиолокационной станции (РЛС). Обоснована структура алгоритма обнаружения зон вероятного обледенения воздушных судов, основанного на нечеткой логике для использования в аэродинамических метеорологических радиолокационных станциях.

Введение. Обледенение относится к опасным для авиации метеоявлениям. Это процесс отложения льда на элементах конструкции воздушного судна при полете в переохлажденных облаках, тумане, дожде, мороси и мокром снегопаде. В результате обледенения значительно ухудшаются аэродинамические, летно-технические и эксплуатационные характеристики воздушного судна. Однако в реальных условиях экипаж может быть недостаточно чувствителен к постепенному ухудшению управляемости вследствие обледенения, и поэтому может принимать неверные решения, приводящие к катастрофе. Одним из инструментов для обеспечения метеорологической информацией о наличии зон вероятного обледенения может послужить наземная метеорологическая радиолокационная станция (МРЛС). Настоящий доклад посвящен разработке алгоритма обнаружения и классификации зон вероятного обледенения при помощи методов нечеткой логики.

Обнаружение зон вероятного обледенения в наземных метеорологических радиолокационных комплексах. Устойчивым признаком вероятного обледенения летательного аппарата является присутствие по маршруту движения гидрометеоров переохлажденной жидкости [1]. Наиболее часто переохлажденная жидкость содержится в облаках кучевых и слоистых типов и их разновидностях, на высотах до 2500 метров и в диапазоне температур от 0 °С до -15 °С, т.е. цель состоит в обнаружении и классификации опасных метеоявлений с гидрометеорами жидкой фазы.

Существует несколько подходов, которые могут быть использованы в МРЛС для обнаружения гидрометеоров жидкой фазы. Они отличаются входными радиолокационными данными, алфавитом классов, способом обработки информации, реализацией алгоритмов и правилами принятия решений [2]. В работе рассматривается подход к классификации гидрометеоров с использованием нечеткой логики, суть которого заключается в следующем.

Предварительным выходом системы классификации выбраны следующие классы: «Морось» (М), «Дождь» (Дж), «Сухой снег» (СС), «Сухие кристаллы льда различной ориентации» (ОКЛ) и «Мокрый и тающий снег» (МС). В качестве входных параметров целесообразно использовать измерения радиолокационной отражаемости Z_h , дифференциальной отражаемости Z_{dr} , удельной дифференциальной фазы K_{dp} и температуры T , так как эти параметры обладают наибольшей информативностью и разделительной способностью для решения данной задачи [3]. Для получения измерений температуры необходимо включить в систему температурный профилемер (ТП).

Точечные измерения данных величин фазифицируются при использовании функций принадлежности P в процессе расчета значения агрегации для каждого из выбранных классов j по следующей форме:

$$A_j = \frac{\sum_{i=1}^5 W_{ji} P_{ji}(V_i)}{\sum_{i=1}^5 W_{ji}}, \quad (1)$$

где A_j – итоговое значение агрегации для класса j , V_i – измерение входного параметра i , W_{ji} – вес измерения параметра i в результате классификации для класса j .

Параметры x_k трапециевидных функций принадлежности, а также значения весов измерений W_{ji} для формирования решающего правила алгоритма, полученные на основе анализа [4], представлены в таблице №1.

Таблица 1

Функции принадлежности классификатора зон вероятного обледенения

Параметр		Класс				
		М	Дж	СС	ОКЛ	МС
Z_h	x_1	-	20	-	-	-
	x_2	-	25	-	-	-
	x_3	20	55	35	25	45
	x_4	30	60	40	30	50
	W	0,8	1	1	1	0,6
Z_{dr}	x_1	-0,3	0,3	-0,5	-0,5	-0,5
	x_2	0	0,6	0	0	0
	x_3	1	4	0,5	4,5	2,5
	x_4	1,3	4,5	0,8	5,5	3,5
	W	0,8	1	0,6	0,8	0,8
K_{dp}	x_1	-0,4	-0,5	-1	-0,5	-1
	x_2	-0,2	0,5	0	0	0
	x_3	0,2	-	0,5	0,5	2
	x_4	0,4	-	1	1	2,5
	W	0,45	0,5	0,6	0,6	0,5
T	x_1	-10	-10	-	-	-3
	x_2	-5	-5	-	-	0
	x_3	0	-	-1	-1	7
	x_4	10	-	1	1	10
	W	0,8	0,9	1	1	0,8

Класс гидрометеора выбирается по максимальному значению агрегации. Далее происходит принятие решения либо о наличии капель жидкой воды (классы морось, дождь и мокрый снег), либо об их отсутствии (классы сухой снег и кристаллы льда различной ориентации) в области пространства, из которой были получены измерения, и принимается решение об опасности обледенения (ОО) на основе величины радиолокационной отражаемости. Процедуру принятия решения можно описать в следующем виде:

$$\begin{array}{l}
 \text{если} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{класс жидкой фазы в } (x, y, h) \\ \text{при } -15 \text{ }^\circ\text{C} < T(x, y, h) < 0 \text{ }^\circ\text{C}, \\ Z_h(x, y, h) > 20 \text{ dBZ} \end{array} \right. \quad \text{то } \text{OO}(x, y, h) \rightarrow \text{опасное обледенение,} \\
 \text{иначе если} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{класс жидкой фазы в } (x, y, h) \\ \text{при } -15 \text{ }^\circ\text{C} < T(x, y, h) < 0 \text{ }^\circ\text{C}, \\ Z_h(x, y, h) > 15 \text{ dBZ} \end{array} \right. \quad \text{то } \text{OO}(x, y, h) \rightarrow \text{умеренное обледенение,} \quad (2) \\
 \text{иначе} \quad \text{OO}(x, y, h) \rightarrow \text{нет опасности}
 \end{array}$$

где x , y и h – геометрические координаты измерения.

Данная информация накапливается в течение обзора пространства, входящего в зону ответственности МРЛС, и, по завершению цикла сканирования, происходит формирование двумерного тернарного изображения (опасное, умеренное и отсутствие) при помощи медианной фильтрации с квадратным окном размера 1 километр для всех входных измерений, попадающих в глиссаду. Далее запускается процедура оконтуривания изображения для формирования контуров зон вероятного обледенения и получения кадра индикации. Состав МРЛС для эффективного обнаружения контуров зон вероятного обледенения (КЗВО) представлен на рисунке №1.

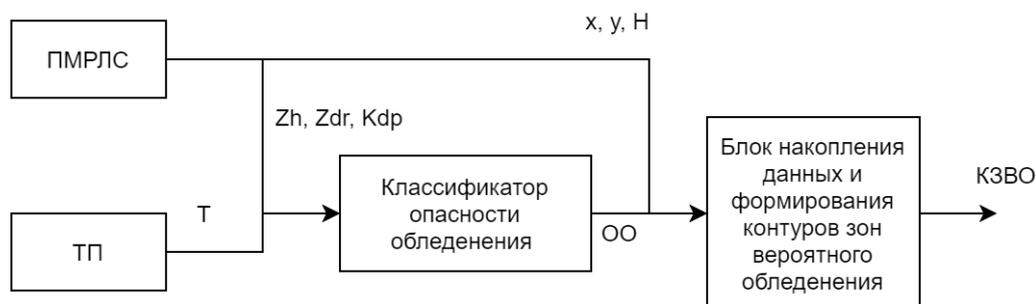


Рис.1. Состав МРЛС для эффективного обнаружения зон вероятного обледенения

Система предназначена для использования на отдаленных аэродромах, не обладающих достаточными информативными возможностями анализа метеорологической обстановки. Получаемая данным способом информация может быть использована пилотами при принятии решений при проведении посадки и взлета воздушных судов. В настоящее время происходит валидация описанного способа. В рамках продолжения работы производится сбор статистики обнаружения зон вероятного обледенения на аэродроме на аэродроме «Орловка» Тверской области (КТА 56.08`41`` СШ, 034.59`23`` ВД). В качестве радиолокационной системы используются МРЛК БЗ «Монокль» и поляриметрический МРЛК «МРС-Х». Данные о температуре получают при помощи температурного профилера МТП-5.

Заключение. Выполнен анализ метеорологических параметров зон вероятного обледенения и причин возникновения, а также влияния на полетные характеристики летательных аппаратов. Показано, что наиболее опасный вид обледенения для авиации возникает из-за наличия внутри метеоявления жидких капель переохлажденной воды. Рассмотрен алгоритм обнаружения и классификации капель жидкой воды при помощи наземной МРЛС и температурного профилера на основе нечеткой логики. Получен алгоритм обнаружения зон вероятного обледенения летательных аппаратов для использования в МРЛС ближней аэродромной зоны. В ходе дальнейших исследований, используемые в алгоритме алфавит классов, функции принадлежности и веса будут проверены и уточнены.

Работа выполнена в рамках научных исследований, проводимых при финансовой поддержке РФФИ (научный проект №20-38-90139).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Богаткин О.Г.** Основы авиационной метеорологии. СПб.: Изд. РГТМУ, 2009. 339 с.
2. **Bringi V., Chandrasecar V.** Polarimetric Doppler Weather Radar. Cambridge University Press, 2002, 635 pp.
3. **Ryzhkov A.** The Joint Polarization Experiment: Polarimetric rainfall measurements and hydrometeor classification. / A. Ryzhkov, T. Schuur, D. Burgess, S. Giangrande, D. Zrnice // Bull. Amer. Meteor. Soc., vol. 86, 2005, p. 809–824.
4. **Lim S.** Hydrometeor classification system using dual-polarization radar measurements: Model improvements and in situ verification. / S. Lim, V. Chandrasekar, V. Bringi // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens., vol. 43, 1990, p. 792–801.

S. A. Zyabkin (Moscow State Technical University of Civil Aviation). **Application of fuzzy logic for detection of areas of probable icing in ground-based meteorological radar systems**

Abstract. The analysis of the influence of icing on the aerodynamic and flight-technical characteristics of aircraft is carried out. The method of detecting areas of probable icing by detecting liquid water droplets using a ground-based meteorological radar is considered. The structure of the fuzzy logic based algorithm for detecting areas of probable aircraft icing for use in aerodrome meteorological radar stations is substantiated.

УДК 681.51

J. RAUCH, C. DOER

(Institute of Control Systems (IRS), Karlsruhe Institute of Technology (KIT), Karlsruhe, Germany)

G. F. TROMMER

(Institute of Control Systems (IRS), Karlsruhe Institute of Technology (KIT), Karlsruhe, Germany
ITMO University, Saint Petersburg, Russia)

OBJECT DETECTION AND HUMAN POSE ESTIMATION ON THERMAL IMAGES FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES USING DEEP LEARNING

This work addresses state-of-the-art deep learning methods for object detection and pose estimation on thermal images for the application on Unmanned Aerial Vehicles. The models fine-tuned with automatically generated datasets are ideally suited for the detection of people and their respective poses. Additional optimized hardware allows the algorithms to be used in real-time on embedded devices.

Introduction. To use Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for supporting rescue teams in hazardous situations, it is necessary to obtain comprehensive information about the given scenery. Visual imaging cameras play a particularly important role here. However, their poor performance in bad visual conditions like darkness or smoke as illustrated in Fig. 1 renders them unsuitable for these purposes, so the use of thermal imaging cameras is advantageous. The evaluation of image data of all kinds is nowadays mostly done by machine learning algorithms, as they prove to be much more effective. Especially for visual camera images, state-of-the-art deep learning methods provide very good results in object detection and human pose estimation. For these reasons, this paper presents an approach to apply those deep learning methods for visual camera images to thermal images. It will be shown how these techniques can be executed in real-time on the corresponding drone's embedded device. Furthermore, a method is presented to quickly generate user-defined thermal image datasets for training of such machine learning algorithms.



Fig. 1. Visual grayscale (left) and thermal (right) imaging at nighttime.

Problem Description. State-of-the-art object detection methods such as Single Shot Detector (SSD) [1] with MobileNet [2] as feature extractor or YOLO [3] provide very good results in detecting people and other objects on visual images. To optimize these approaches for thermal images, the existing neural networks must be trained with thermal images. For this purpose, transfer learning shall be used to keep the training effort low. Nevertheless, many annotated thermal images are required for a very good result. The generation of such a dataset with annotations is very time consuming because annotations must be created manually. For this reason, a better method to automatically generate annotations for thermal images shall be presented.

When using powerful processing units, the mentioned algorithms can be executed in real-time. To ensure this real-time capability also when running on the drone's embedded computer, it is important to optimize the models and the hardware setup.

Implementation. The implementation is divided into the creation of a dataset, the transfer learning and optimization with regards to inference speed. Also, a state-of-the-art human pose estimation algorithm [4] is implemented.

Creation of Dataset. To automatically create labels for thermal images, the following procedure is used. A visual and a thermal camera are placed very close to each other on a sensor board. A simultaneous visual-thermal image pair is generated by acquiring both image data at the same time. A very accurate object detection network (Faster R-CNN [5]) is then used to generate annotations for the respective visual image. These annotations can be applied to the thermal images after some corrections

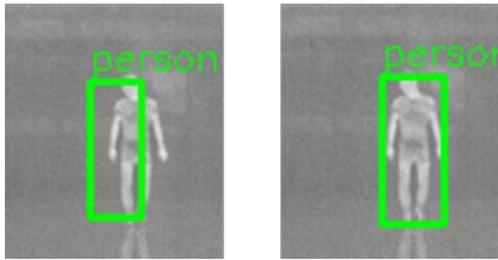


Fig. 2. Transferred bounding box without correction (left) and with correction (right).

due to cameras' differing intrinsic and extrinsic parameters as shown in Fig. 2. As a result, annotations for a big number of thermal images are quickly obtained.

Transfer Learning. TensorFlow [6] Object Detection API [7] was used for transfer learning. Models consisting of SSD and various feature extractors, such as MobileNet and MobileDet [8] and pre-trained with the COCO [9] dataset, are evaluated. The classes person, car, bicycle, and motorcycle are used for training.

efficiently on mobile and other embedded devices, is used. In addition, models can be quantized which makes them require less memory due to the smaller value range and running faster because of less computation needs [11]. Finally, additional hardware, namely a Coral EdgeTPU USB Stick, is to be used. This has a Tensor Processing Unit [12] (TPU), which is specially optimized for the operations performed by TensorFlow. The model's inference is therefore accelerated, and computing capacity is outsourced, so that the embedded platform still has reserves for other operations.

Human Pose Estimation. An inference-ready model for pose estimation, namely PoseNet [4], is applied to run on the Coral EdgeTPU to evaluate its performance and inference time. The goal is to get a comparison to normal object detection in terms of hardware usage as well as a general idea of the usability of non-transfer-learned models.

Inference Speed Optimization. To reduce the processing time for one image, several approaches are considered. At first, TensorFlow Lite [10], designed to run models

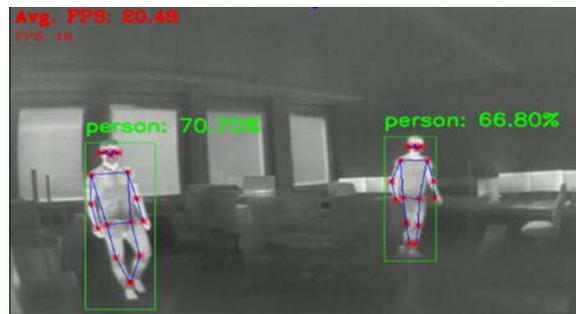


Fig. 3. Object detection and pose estimation combined for inside scene running on Coral EdgeTPU.

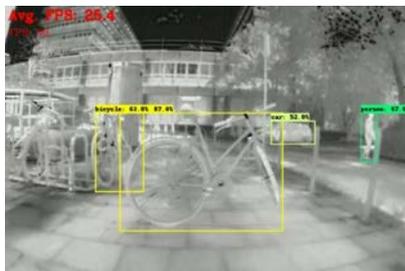


Fig. 4. Object detection in outside environment.

Results. Through fine-tuning, the pre-trained object detection models can be optimized for the use with thermal images and all tested networks show very good results in person detection for indoor use. The outdoor detection of classes like person, car, bicycle or motorcycle is also on a high level of performance.

The results of the inference time measurement on the embedded platform are shown in Table 1. Without optimizations and with the use of TensorFlow Lite, real-time operation is not possible. With the use of quantized models and additional use of the Coral EdgeTPU, frame rates have been increased by factor 12 to more than 30 FPS and thus real-time operation is possible. With reference to Fig. 3, human pose estimation can also be applied to thermal images. Poses are recognized very well even without re-training while having reasonable frame rates.

Table 1

Average frame rates per image for SSD MobileDet	
Method	Frame rate in FPS
Normal (without optimization)	1.6
TensorFlow Lite	2.6
Quantized models on Coral EdgeTPU	32.4

Conclusion. This work shows that state-of-the-art object detection methods can be applied to thermal images using transfer learning. The creation of an appropriate thermal dataset can be made easily and quickly due to the simultaneous acquisition of visual and thermal images followed by annotation transfer. Further, the models run in real-time on a drone's embedded platform using an EdgeTPU de-

vice. Lastly, human pose estimation shows good results on thermal images without any fine-tuning. A possible future work in that field may be the classification of special poses to deduct the corresponding person's state of health during rescue missions.

REFERENCES

1. **Liu, W., Anguelov, D., Erhan, D., Szegedy, C., Reed, S., Fu, C.-Y., Berg, Alexander C.** SSD: Single Shot MultiBox Detector, 2015.
2. **Howard, A., Sandler, M., Chu, G., Chen, L.-C., Chen, B., Tan, M., Wang, W., Zhu, Y., Pang, R., Vasudevan, V., Le V, Q., Adam, H.** Searching for MobileNetV3, 2019
3. **Redmon, J., Farhadi, A.** YOLOv3: An Incremental Improvement, 2018.
4. **Papandreou, G., Zhu, T., Chen, L.-C., Gidaris, S., Tompson, J., Murphy, K.,** PersonLab: Person Pose Estimation and Instance Segmentation with a Bottom-Up, Part-Based, Geometric Embedding Model, 2018.
5. **Ren, S., He, K., Girshick, R., Sun, J.** Faster R-CNN: Towards Real-Time Object Detection with Region Proposal Networks, 2015.
6. **Abadi, M., Agarwal, A., Barham, P., Brevdo, E., Chen, Z., Citro, C., Corrado, G. S.; Davis, A., Dean, J., Devin, M., Ghemawat, S., Goodfellow, I., Harp, A., Irving, G., Isard, M., Jia, Y., Jozefowicz, R., Kaiser, L., Kudlur, M., Levenberg, J., Mane, D., Monga, R., Moore, S., Murray, D., Olah, C., Schuster, M., Shlens, J., Steiner, B., Sutskever, I., Talwar, K., Tucker, P., Vanhoucke, V., Vasudevan, V., Viegas, F., Vinyals, O., Warden, P. Wattenberg, M., Wicke, M., Yu, Y., Zheng, X.** TensorFlow: Large-Scale Machine Learning on Heterogeneous Distributed Systems, 2016.
7. **Huang, J., Rathod, V., Sun, C., Zhu, M., Korattikara, A., Fathi, A., Fischer, I., Wojna, Z., Song, Y., Guadarrama, S., Murphy, K.** Speed/accuracy trade-offs for modern convolutional object detectors, Honolulu, Hawaii, 2017.
8. **Xiong, Y., Liu, H., Gupta, S., Akin, B., Bender, G., Kindermans, P. J., Tan, M., Singh, V., Chen, B.** MobileDets: Searching for Object Detection Architectures for Mobile Accelerators, 2020.
9. **Lin, T.-Y., Maire, M., Belongie, S., Bourdev, L., Girshick, R., Hays, J., Perona, P., Ramanan, D., Zitnick, C. L., Dollár, P.** Microsoft COCO: Common Objects in Context, 2014.
10. **Google Inc.** TensorFlow Lite [ONLINE], <https://www.tensorflow.org/lite>, last checked: 2020-01-04.
11. **Jacob, B., Kligys, S., Chen, B., Zhu, M., Tang M., Howard, A., Adam, H., Kalenichenko, D.,** Quantization and Training of Neural Networks for Efficient Integer-Arithmetic-Only Inference, 2017.
12. **Google Inc.** Tensorflow Processing Units [ONLINE], <https://cloud.google.com/tpu/docs/tpus>, last checked: 2021-01-04.

УДК 004.3

А. Д. КИЧЕРОВА, Е. Р. МЕДВЕДЕВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)

ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В АВТОМОБИЛЬНОМ РАДАРЕ

В работе описан вариант программной реализации вторичной обработки сигналов в составе цифрового вычислителя автомобильного радара диапазона 76 – 77 ГГц. Рассмотрены модули цифровой обработки сигналов, исполняемые на сигнальном процессоре 1967ВН028, а также реализованные внутри модулей алгоритмы.

Введение. Автомобильный радар – один из основных элементов комплексных систем безопасности дорожного движения и должен обеспечивать надежное обнаружение, сопровождение и правильное распознавание определенных целей с известными радиолокационными характеристиками. Принцип действия радара основан на считывании отраженных радиоволн с последующим выявлением объекта в зоне ответственности.

В настоящей работе представлена программная реализация модуля вторичной обработки, работающего на процессоре цифровой обработки сигналов 1967ВН028 компании АО «ПКК Миландр».

Постановка задачи. Входными данными для алгоритма вторичной обработки является массив первичных измерений, содержащих следующие параметры: расстояние до цели, азимут цели, радиальную скорость цели, амплитуду сигнала, индекс зоны, а также среднеквадратичное отклонение дальности, азимута и радиальной скорости. Целью вторичной обработки является формирование параметров движения объектов, находящихся в зоне наблюдения радара, для чего необходимо производить группировку отметок, соответствующих каждой из наблюдаемых целей, фильтрацию ложных отметок, оценку параметров движения целей. Выходными данными алгоритма является массив данных, содержащих конечную информацию о целях: оцененные значения координат, азимута, дальности и соответствующих скоростей.

Тракт вторичной обработки данных. Программное обеспечение вторичной обработки данных предполагает итерационное соединение следующих программных модулей:

- модуль кластеризации одной зоны, производящий выделение потенциальных объектов в принимаемом множестве первичных измерений, а также сокращение объема первоначальных данных до процедуры ассоциации;
- модуль объединения кластеров дальней и ближней зоны, обеспечивающий слияние кластеров определенной формы;
- модуль сопровождения траектории, отвечающий за формирование массива экстраполированных значений траекторий с последующим выполнением ассоциации текущих измерений с траекториями;
- модуль завязки траектории для инициализации новых траекторий на основе множества незанятых центров кластеров в помеховой ситуации.

Модуль кластеризации одной из зон выполняется в соответствии со следующим порядком действий:

1. Выполнение алгоритма кластеризации DBSCAN (Density-based spatial clustering of applications with noise) [1].
2. Присвоение шумовым отметкам новых идентификаторов.
3. Сортировка исходного массива первичных измерений по возрастанию идентификаторов кластеров.
4. Определение границ кластеров и числа ассоциированных измерений в каждом из них.
5. Удаление кластеров, число измерений в которых меньше заданного минимального количества отметок.

Модуль объединения кластеров дальней и ближней зоны решает задачу назначения кластеров из ближней и дальней зон, путем слияния массивов признаков (кластеров). Это необходимо поскольку невозможно выполнить процедуру кластеризации в общем наборе измерений из дальней и ближней зон из-за различных параметров измерений (разрешающая способность и среднеквадратичное отклонение). Алгоритм получает на вход массив кластеров из дальней и ближней зоны, затем по порядку производятся две процедуры поиска: поиск очередной лучшей пары пересекающихся кластеров, затем - непересекающихся кластеров. При возникновении спорной ситуации используется принцип выбора наилучшей пары по критерию наименьшего расстояния Бхаттачария между кластерами. При нахождении подходящей пары, производится объединение информации из двух кластеров в новый кластер, после чего они исключаются из дальнейшей процедуры поиска. На выходе получается массив кластеров, содержащий как объединенные кластеры, так и кластеры, для которых не были найдены пары. Параметры скорости, азимута и дальности при этом рассчитываются как усредненные по числу измерений, входящих в кластер.

Сопровождение заключается в присвоении траектории отметки на очередном обзоре (отождествление, или ассоциация) и проверке окончания ее сопровождения. В качестве метода ассоциации используется небайесовский метод субоптимального ближайшего соседа (SNN) [2]. Сначала формируется массив экстраполированных значений измерений от каждой траектории, а потом последовательно выполняется ассоциация текущих измерений с траекториями, начиная с той пары измерений, которая попадает в строб и имеет наименьшее статистическое расстояние (используется расстояние Бхаттачария). Далее происходит обработка траекторий по результатам присвоения им отметок: обновление (вычисление фильтрованной отметки), или присвоение экстраполированной отметки в качестве фильтрованной, расчет параметров и классификации траектории. В качестве основного алгоритма фильтрации взят расширенный фильтр Калмана [3]. Основой для принятия решения о сбросе сопровождения траектории служит отсутствие отметок, присвоенных траектории в двух обзорах.

В основе работы модуля завязки траектории лежит алгоритм RANSAC (RANDOM SAMPLE CONSENSUS). Алгоритм осуществляет последовательный отбор групп первичных отметок, для которых функция правдоподобия имеет наименьшее значение из всех возможных групп измерений в предположении о прямолинейном движении цели, как наиболее вероятном сценарии на небольшом временном интервале [4]. В качестве функции правдоподобия выбрана многомерная Евклидова норма от группы первичных измерений. Значение этой функции означает меру «ошибки» между предполагаемой траекторией и гипотезой.

Результаты математического моделирования на сильно нагруженном сценарии (наблюдение за 11 целями, из которых 6 неподвижных и 5 движущихся) показали, что предложенный алгоритм вторичной обработки имеет вероятность правильного обнаружения траектории 100%, вероятность обнаружения ложной траектории 10% и вероятность срыва сопровождения траектории 5–10%.

Программы реализованы на языке C++. Разработка и отладка производилась в среде разработки CM-LYNX компании АО «ПКК Миландр». Для отладки на целевой платформе использовался отладочный комплект с платой, на которой установлены два процессора 1967BH028. Благодаря наличию двух процессоров на отладочной плате был так же отлажен модуль приема и передачи данных, работающий по последовательному высокоскоростному порту Link, до появления экспериментального образца радара. При разработке использовались программные библиотеки, входящие в состав среды CM-LYNX, такие как библиотека стандартных функций C/C++, стандартная библиотека шаблонов C++, библиотека низкоуровневых функций Hardware Abstraction Layer. Для генерации наборов тестовых входных данных использовалась программа Driving Scenario Designer, входящая в состав инструментария автономного вождения программного комплекса Matlab.

Заключение. В работе приведено описание программной реализации вторичной обработки сигналов в составе цифрового вычислителя автомобильного радара диапазона 76 – 77 ГГц. Рассмотрены модули, исполняемые на процессоре цифровой обработки сигналов 1967BH028, а также реализованные внутри модулей алгоритмы. Описаны средства, используемые при разработке программного обеспечения для выбранной целевой платформы. Настоящая работа направлена на продвижение разработок, в том числе отечественных, в области автомобильной навигации, помощи водителю и обеспечения его безопасности.

Работа выполнена в СПбГЭТУ «ЛЭТИ» при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках Соглашения № 075-11-2019-053 от 20. 11 2019 г. (на основании постановления Правительства Российской Федерации от 9 апреля 2010 г. № 218) по теме: «Создание отечественного высокотехнологичного производства систем безопасности автотранспорта на основе блока управления и интеллектуальных датчиков, включающих миллиметровые радары диапазона 76 – 77 ГГц».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Schubert E., Sander J., Ester M., Kriegel H., Xu X.**, DBSCAN Revisited, Revisited: Why and How You Should (Still) Use DBSCAN, 2017, ACM Trans. Database Syst., 2017, 42, 3, P. 21.
2. **Konstantinova P., Udvarov A., Semerdjiev T.**, A study of a target tracking algorithm using global nearest neighbor approach, Proceedings of the 4th international conference conference on Computer systems and technologies: e-Learning, Rousse, Bulgaria, Association for Computing Machinery, 2003, P. 290-295.
3. **Song S., Wu J., Zhang S., Liu Y., Yang S.**, Research on Target Tracking Algorithm Using Millimeter-Wave Radar on Curved Road, Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020, 3749759, P. 21.
4. **Машенцев В. Ю.**, Навигация с применением RANSAC фильтрации точечных особенностей, Сборник трудов конференции ГРАФИКОН 2013, Владивосток, Россия, Дальнаука ДВО РАН, 2013, С. 271-274.

A. D. Kicherova, E. R. Medvedev (Saint Petersburg Electrotechnical University «LETI»). **Software implementation of secondary signal processing in the automotive radar**

Abstract. The paper describes a variant of the software implementation of the secondary signal processing as part of a digital computer for an automobile radar in the 76 - 77 GHz range. The modules executed in the hardware environment of the 1967BH028 digital signal processor, as well as the algorithms implemented within the modules, are considered.

УДК 681.883

В. В. ПРОКОПОВИЧ, А.В. ШАФРАНИЮК
(ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОБНАРУЖЕНИЯ СИГНАЛОВ В ПАССИВНОЙ ГИДРОАКУСТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

В работе рассматривается задача моделирования процесса обнаружения широкополосного и узкополосного сигналов в пассивных гидроакустических станциях. Полученные результаты рассматриваются применительно к имитационному программному обеспечению стендов и задачам прогноза.

Введение. Задача моделирования обнаружения широко- и узкополосных сигналов часто встречается как в гидроакустике, так и в радиолокации [1...3]. В этой работе задача рассматривается применительно к гидроакустике, но может быть распространена и на аналогичные задачи радиолокации. Назначение такой модели может иметь место как в рамках имитационного программного обеспечения для расчёта входных данных штатных задач траекторного анализа гидроакустических систем (ГАС), так и для использования в составе штатного программного обеспечения для расчёта прогнозных данных.

Постановка задачи. Пусть в некоторой точке относительно ГАС располагается один из двух вариантов источников шума:

- широкополосного непрерывного шума с неограниченной полосой частот и спектром мощности $S_{signal}(f)$;
- узкополосного непрерывного шума со средней частотой f_{signal} , мощностью S_{signal} и шириной полосы ΔF_{signal} .

Обнаружение широкополосного сигнала будем рассматривать применительно к широкополосному тракту ГАС, а узкополосного – к узкополосному тракту.

Помеха в точке размещения ГАС имеет спектр мощности $P_{clutter}(f)$. В спектр мощности помехи могут входить различные составляющие, такие как ветровая помеха, собственная, гидродинамическая и иные.

При этом известно положение источника, задаваемое координатами $\mathbf{r} = \{\alpha, \beta, d\}$, где α и β – курсовой угол (задаваемый относительно нормали к антенне) и угол места на источник шума, d – дистанция до источника. Также известна передаточная функция волновода в лучевом приближении: $\{\beta_{ray.in}, g_{ray}, T_{ray}\}(i_{ray}) = f(\mathbf{r}, \Gamma)$, где Γ – гидрологические параметры волновода, i_{ray} – индекс луча, $\beta_{ray.in}$ – угол места луча на входе антенной решётки ГАС, g_{ray} – коэффициент усиления по мощности сигнала, распространяющегося по лучу ($g_{ray} < 1$), T_{ray} – время распространения сигнала по лучу.

Так же заданы следующие параметры антенной решётки ГАС и алгоритмов обнаружения:

- рабочий диапазон частот: f_{min}, f_{max} ;
- коэффициент концентрации: $k_{conc}(f)$;
- ширина характеристики направленности (ХН) в горизонтальной плоскости: $h_{DC.hor}(\alpha, \beta)$;
- вероятность ложной тревоги обнаружения $P_{dctd.lie}$;
- время накопления (т.е. некоторое число периодов спектрального анализа) в алгоритмах обнаружения T_{HAS} .

На выходе модели должны формироваться:

- факт обнаружения сигнала (вероятность обнаружения $P_{dctd.true}$) по каждому лучу в отдельности, и нижеследующие параметры в случае обнаружения:

- отношение сигнал/помеха (ОСП) обнаруженного сигнала \hat{I}_{SNR} ;
- мощность сигнала \hat{S}_{signal} в полосе рабочих частот;
- погрешность оценки курсового угла σ_α .

Так как обнаружение рассматривается отдельно по лучам, то индекс i_{ray} в дальнейшем не используется.

Модель обнаружения широкополосного сигнала. Для заданных условий ОСП сигнала на выходе приёмного тракта антенной решётки рассчитывается по следующей формуле:

$$\hat{I}_{SNR} = \sqrt{\frac{S_{signal.FB}}{S_{clutter.FB}}} T_{HAS} (f_{max} - f_{min}) ,$$

$$\text{где } \hat{S}_{signal} = S_{signal.FB} = \int_{f_{min}}^{f_{max}} S_{signal}(f) df , \text{ а } S_{clutter.FB} = \int_{f_{min}}^{f_{max}} \frac{S_{clutter}(f)}{k_{conc}(f)} df .$$

Воспользовавшись выражением (3.3.44) из [4, с.290] для среднеквадратического отклонения (СКО) курсового угла (КУ) можно записать:

$$\sigma_\alpha = \sqrt{\frac{h_{DC.hor}(\alpha, \beta)}{2T_{HAS} \int_{f_{min}}^{f_{max}} \frac{I(f)^2}{I + I(f)} df}} , \quad (1)$$

$$\text{где } I(f) = \frac{S_{signal}(f)}{S_{clutter}(f)} .$$

Факт обнаружение сигнала моделируется методом Монте-Карло. При этом вероятность обнаружения сигнала определяется выражением:

$$P_{dtcd.true} = F_{norm} \left(I_{SNR} - F_{norm}^{-1} (1 - P_{dtcd.lie}) \right) , \quad (2)$$

где $F_{norm}(\bullet)$ – нормальная функция распределения, $F_{norm}^{-1}(\bullet)$ – обратная функция нормального распределения.

Модель обнаружения непрерывного узкополосного сигнала. Для узкополосного сигнала выражение для ОСП представится в следующем виде для случая $\Delta f_{res} > \Delta f_{signal}$:

$$\hat{I}_{SNR} = \sqrt{\frac{S_{signal}}{S_{clutter.FB}}} \frac{\Delta f_{signal}}{\Delta f_{res}} ,$$

$$\text{где } \hat{S}_{signal} = S_{clutter.FB} = \int_{f_{signal}-0,5\Delta f_{res}}^{f_{signal}+0,5\Delta f_{res}} \frac{S_{clutter}(f)}{k_{conc}(f)} df , \Delta f_{res} - \text{частотное разрешение спектрального анали-}$$

за. Как правило неравенство $\Delta f_{res} > \Delta f_{signal}$ соблюдается в реальных ГАС всегда, в противном случае:

$$\hat{I}_{SNR} = \sqrt{\frac{S_{signal}}{S_{clutter.FB}}} .$$

Для СКО КУ выражение запишется в виде, аналогичном (1):

$$\sigma_\alpha = \sqrt{\frac{h_{DC.hor}(\alpha, \beta)}{2T_{HAS} \frac{I^2}{I + I}}} ,$$

$$\text{где } I = \sqrt{\frac{S_{\text{signal}} \Delta f_{\text{signal}}}{S_{\text{clutter.FB}} \Delta f_{\text{res}}}}.$$

Факт обнаружения сигнала определяется выражением, аналогичным выражению для широкополосного сигнала (2).

Заключение. Полученная модель обнаружения сигналов может использоваться как в системах имитации, формируя поток правильно обнаруженных отметок, для отработки алгоритмов траекторного сопровождения. Другой областью применения модели могут служить прогнозные расчёты, которые определяют вероятность и характеристики обнаружения источников сигнала. В дальнейшем планируется рассмотреть два важных вопроса: определение характеристик ложного обнаружения сигналов (параметры потока ложных обнаружений), а также характеристики финитных узкополосных сигналов в трактах широко- и узкополосного пеленгования.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ №19-08-00253 А.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Прокопович В.В.** Имитация входных данных первичной обработки информации в пассивной гидроакустической системе // Материалы XIX конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2017. С. 251–253.
2. **Прокопович В.В.** Обзор существующих подходов в имитационном моделировании // Материалы XX конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2018. С. 290–292.
3. **Шафранюк А.В., Прокопович В.В.** Модель распределённой помехи для фазированной антенной решётки // Материалы XXII конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2020. С. 327–329.
4. **Малышкин Г.С.** Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов. Т.1. Оптимальные методы. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2011. 400 с.

V.V. Prokopovich, A.V. Shafranyuk (JSC CSRI Electropribor, Saint-Petersburg, Russia). **Simulation model of signal detection in a passive hydroacoustic station**

Abstract. The paper considers the problem of modeling the process of detecting broadband and narrowband signals in passive hydroacoustic stations. The results obtained are considered in relation to the simulation software of the stands and forecasting problems.

УДК 681.51

А. С. ЖДАНОВ, Н. С. РОХЛИН, Т. М. СУХОВ, С. А. КАРПОВ
(Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)

РАСПОЗНАВАНИЕ ОБЪЕКТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОДИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА ПОСТОЯННОЙ ЦВЕТОВОЙ ЯРКОСТИ

Рассматривается задача распознавания трёхмерных объектов по двумерным изображениям в видимом спектре. Предложен метод повышения вероятности обнаружения цели за счёт обработки первичных сигналов телевизионной камеры согласно принципу постоянной цветовой яркости, который позволяет сохранять яркостную составляющую изображения, и, как следствие, даёт преимущество в задаче детектирования заданных объектов.

Введение. В состав многодиапазонных систем технического зрения (СТЗ), работающих в оптическом диапазоне, может входить телевизионная система. В современных телевизионных системах стандартом кодирования цветовой информации выступает кодирование на основе принципа постоянной яркости (ПЯ). При таком кодировании часть сигнала яркости приходится на канал цветности, который может иметь более узкую полосу пропускания, что приводит к потере определённой доли яркости. При рассмотрении телевизионных систем в СТЗ наиболее часто используют сигнал яркостной составляющей изображения без учета цветоразностных отчётов. Отсюда, кодирование цветовой информации на основе принципа ПЯ, может влиять на решаемые СТЗ задачи, одной из которых является распознавание объектов. Предлагаемая работа посвящена решению указанной проблемы, за счёт применения кодирования цветовой информации на основе принципа постоянной цветовой яркости (ПЦЯ).

Распознавание объектов по двумерным изображениям с применением кодирования на основе принципов постоянной яркости и постоянной цветовой яркости. В рамках работы авторами рассмотрена задача повышения вероятности распознавания трёхмерных объектов по двумерным изображениям на основе полностью синтетических данных, подготовленных в среде 3D-моделирования. Задача обнаружения и распознавания объектов выполнена на основе метода статистического машинного обучения, а именно, метода Виолы-Джонса. При создании выборки обучения и детектирования авторами применено кодирование цветовой информации двумерных изображений на основе принципов ПЯ и ПЦЯ. На этапе распознавания проведён сравнительный анализ работы обученных классификаторов.

Кодирование цветовой информации изображений. В настоящее время стандарты кодирования первичных цветковых сигналов телевизионной системы, а именно красного, зелёного и синего первичных отчётов, предполагают использование принципа ПЯ [1-3], при котором первичные сигналы преобразуются в яркостные и цветоразностные отчёты, согласно следующей системе уравнений:

$$\begin{cases} Y = 0,299R + 0,587G + 0,114B, \\ U = -0,299R + 0,587G + 0,886B, \\ V = 0,701R - 0,587G + 0,114B, \end{cases} \quad (1)$$

где: R – красный отчёт; G – зелёный отчёт; B – синий отчёт; Y – яркостный отчёт; U, V – цветоразностные отчёты;

Восстановление первичных сигналов осуществляется согласно системе уравнений:

$$\begin{cases} R = Y + V, \\ G = Y - (0,509V + 0,194U), \\ B = Y + U. \end{cases} \quad (2)$$

Использование кодирования первичных сигналов телевизионной системы на основе принципа ПЯ влечёт за собой потерю яркостной составляющей изображения, что может влиять на различные задачи СТЗ с телевизионными системами. Подробный обзор принципа ПЯ и его недостатков представлен в статьях [2, 3]. В работе [1] предлагается иной подход к кодированию цветовой информации на основе ПЦЯ, которое позволяет передавать яркостную составляющую без потерь. Прямое и обратное преобразование первичных сигналов происходит согласно системам уровней (3) и (4), соответственно. Анализ принципов ПЯ и ПЦЯ приведён в работах [2–3].

$$\left\{ \begin{array}{l} Y = \sqrt{(R)^2 + (G)^2 + (B)^2}, \\ U = \frac{B}{Y}, \\ V = \frac{R}{Y}. \end{array} \right. \quad (3)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} R = Y \times V, \\ B = Y \times U, \\ G = \sqrt{(Y)^2 - (R)^2 - (B)^2}. \end{array} \right. \quad (4)$$

Распознавание трёхмерных объектов по двумерным изображениям. При решении задач обнаружения и распознавания объектов заданного типа преимущественно используют методы статистического машинного обучения [4]. В качестве метода статистического обучения авторами выбран метод Виолы-Джонса. Суть и особенности метода Виолы-Джонса изложены в работах [5, 6]. Так как в качестве классификатора метода Виолы-Джонса выступают признаки Хаара (рис. 1), которые представляют собой разность сумм яркостей светлых и тёмных областей признака в заданной точке двумерного изображения, то потери яркостной составляющей изображения при использовании принципа ПЯ влияют на значение классификатора, а соответственно, и на вероятность распознавания объектов.

Результаты моделирования. Для рассмотрения возможности повышения вероятности распознавания цели за счёт применения кодирования на основе принципа ПЦЯ, в качестве объекта детектирования был выбран спасательный плот ПСН-10МК (рис. 2) на водной поверхности.

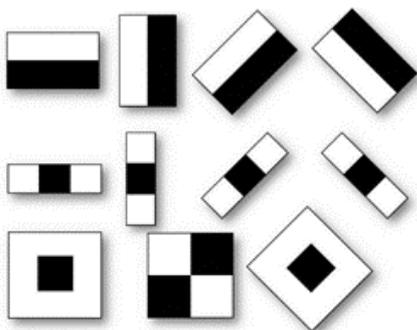


Рис. 1. Стандартные признаки Хаара

На основании отобранной информации об объекте, его характеристиках [7] и наборе фотоснимков из интернет-источников, была подготовлена трёхмерная модель плота ПСН-10МК, а также смоделирована общая сцена, источник освещения, водная поверхность. Для обучения классификаторов были подготовлены: 500 положительных примеров (двумерные изображения ПСН-10МК), 1000 отрицательных примеров (двумерные изображения водной поверхности). Для проведения этапа распознавания было подготовлено 500 тестовых примеров (двумерные изображения ПСН-10МК на водной поверхности). Все примеры были подготовлены с применением 3D-моделирования и кодированы согласно принципам ПЯ и ПЦЯ, т.е. для процесса обучения и этапа распознавания было получено два набора обучающих и тестовых выборок. С помощью подготовленных наборов выборок для обучения были получены детекторы с применением кодирования на основе принципов ПЯ и ПЦЯ и протестированы на выборках для распознавания. Результаты работы обученных детекторов представлены в таблице 1. В качестве численной оценки работы классификаторов использовалось следующее выражение:

$$Accuracy = \frac{P}{N}, \quad (5)$$

где: *Accuracy* – точность работы обученного классификатора или вероятность распознавания цели; *P* – доля положительных срабатываний классификаторов; *N* – размер обучающей выборки.



Рис. 2. Спасательный плот ПСН-10МК на водной поверхности

Таблица 1

Результаты работы обученных детекторов ПСН-10МК

Принцип кодирования цветовой информации	Положительные срабатывания	Ложные срабатывания	Вероятность распознавания, %
ПЯ	368	132	73,6
ПЦЯ	379	121	75,8

Стоит отметить, что вероятность распознавания цели зависит от правильности обучения, количества и качества подготавливаемой экспериментальной выборки. В рамках работы авторами не рассматривалась задача достижения определённого показателя вероятности распознавания.

Заключение. Результаты экспериментальной работы показали, что использование кодирования цветовой информации на основе принципа ПЦЯ изображений, используемых в задаче обучения и детектирования объектов заданного типа, ведёт к повышению вероятности распознавания заданного объекта, в сравнении с кодированием цветовой информации на основе принципа ПЯ. Так для объекта типа плот ПСН-10, использование принципа ПЦЯ даёт выигрыш в 2,2%.

ЛИТЕРАТУРА

1. Полосин, Л.Л. Принцип постоянной цветовой яркости в телевидении // Телевизионная техника и связь. Спец. Выпуск, посвященный 50-летию НИИТ. 1995. С. 28–37.
2. Сухов, Т.М., Беляев, Е.А. Использование принципа постоянной цветовой яркости для передачи видеoinформации // Известия вузов. Приборостроение. 2011. Том 1. С. 55–59.
3. Сухов, Т.М., Страхов, С.Ю., Кочин, Л.Б., Беляев, Е.А. Применение и реализации принципа постоянной цветовой яркости в цифровых системах кодирования видеoinформации // Труды СПИИРАН. 2017. Вып. 54. С. 84–105.
4. Мерков А. Б. Распознавание образов. Введение в методы статистического обучения //М.: Едиториал УРСС., 2011, 256 с.
5. Белых Е. А. Обучение каскадов Хаара // Вестник Сыктывкарского университета. Сер. 1: Математика. Механика. Информатика. 2017. Вып. 1 (22). С. 41-53.
6. Тымчук А. И. Метод Виолы-Джонса для распознавания объектов на изображении // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и Технические Науки. 2017. №06. С. 63-68.
7. [Электронный ресурс]: спасательный плот ПСН-10МК // Каталог НПП МСС. URL: https://slsa.ru/catalog/spasatelnie-ploti/mss_psn-10mk-s.htm (дата обращения 03.12.20).

A. S. Zhdanov, N. S. Rokhlin, T. M. Sukhov, S. A. Karpov (Baltic State Technical University «VOENMEH» D.F. Ustinov, St. Petersburg). **Recognition of three-dimensional objects using the color space transformation method based on the principle of constant color luminance in training Viola-Jones detectors based on fully synthetic data**

Abstract. In paper authors consider the problem of recognition of three-dimensional objects on a two-dimensional images in the visible spectrum. The authors raise the issue of increasing the probability of target detection by processing the primary signals of a television camera according to the principle of constant color luminance, which allows you to preserve the luminance component of the image, and, as a consequence, gives an advantage in the task of detecting specified objects.

УДК 681.785

В.В. ПОЛОЗОВ, А.А. ДАВИДЕНКО, К.В. МУРАВЬЕВ, Ф.В. СКЛЯРОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)**УСТРАНЕНИЕ СКАЧКОВ ОЦЕНЕННЫХ ЗНАЧЕНИЙ ДЛИНЫ ДЛЯ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ДАТЧИКА ДАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ ВНЕШНЕГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА ФАБРИ-ПЕРО***В работе рассмотрен волоконно-оптический датчик давления. Предложен метод устранения скачков, превышающих половину центральной длины волны излучения при работе с интерферометром Фабри-Перо.*

Введение. Волоконно-оптические датчики привлекательны для измерения различных физических величин. Благодаря их достоинствам с учетом значительного развития оптоволоконных технологий и элементной базы такие датчики все в большей степени внедряются на практике в различных областях от измерительных систем нефтегазовой сферы до медицинских измерительных систем [1, 2, 3]. В последнем случае важна невосприимчивость оптоволоконных датчиков к электромагнитному излучению, возможность реализовать конструкции высокой биосовместимости и очень малых поперечных размеров с малым размером чувствительной области, для применения, например, в инвазивной медицине.

Постановка задачи. В работе рассматривается построение датчика на основе интерферометра Фабри-Перо (ИФП) для создания высокоточного инвазивного датчика внутричерепного давления (ВЧД – разница между давлением в полости черепа и атмосферным). В анализируемой схеме чувствительный интерферометр формируется между торцами двух оптических волокон за счет френелевского отражения от торцов, которые помещены в стеклянный капилляр и зафиксированы на концах капилляра с определенной длиной зазора L между торцами (рис. 1, слева). При изменении гидростатического давления внутричерепной жидкости чувствительный элемент деформируется, при этом меняется длина зазора L между волокнами, что и должно быть зафиксировано в ходе измерений.

Схема используемой экспериментальной установки (рис. 1, справа) включает интеррогатор Micron Optics sm130, совмещающий в себе источник излучения и фотоприёмник [4]. Лазерный источник перестраивает длину волны выходного излучения в пределах от 1.51 мкм до 1.59 мкм, фотоприемник регистрирует отраженный сигнал от подключенного чувствительного элемента (ЧЭ). Регистрируемый сигнал представляет собой спектральную передаточную функцию (СПФ) ЧЭ, зависящую от длины волны. К интеррогатору подключается оптоволоконный тракт, содержащий чувствительный элемент с указанным ИФП. В последующих стадиях разработки интеррогатор может быть заменен схемой на основе широкополосного светодиодного источника и спектрометрической схемы, а волоконный тракт может включать два или несколько чувствительных интерферометров. В данном случае рассматриваются начальные эксперименты, позволяющие предварительно оценить потенциальную чувствительность и разрешающую способность рассматриваемой структуры чувствительного элемента.

Зазор между торцами волокон формирует ИФП со слабой добротностью, поэтому в упрощенном идеализированном рассмотрении зависимость отражения от длины волны содержит квазигармонические осцилляции [5]. При этом СПФ $S_{mod}(\lambda)$, регистрируемая интеррогатором, может быть описана уравнением:

$$S_{mod}(\lambda) = S_0 + S_m \cos\left(\frac{4\pi n(\lambda)L}{\lambda} + \varphi_0(\lambda, L)\right), \quad (1)$$

где S_0 и S_m – постоянная составляющая и амплитуда интерференционных колебаний СПФ рассматриваемого чувствительного элемента; λ – длина волны излучения; φ_0 – дополнительный сдвиг фазы аргумента интерференционных колебаний, связанный с расходимостью светового пучка в зазоре [6] и спектральной зависимостью коэффициентов отражения торцов; L – длина воздушного зазора; $n(\lambda)$ – эффективный показатель преломления волокна.

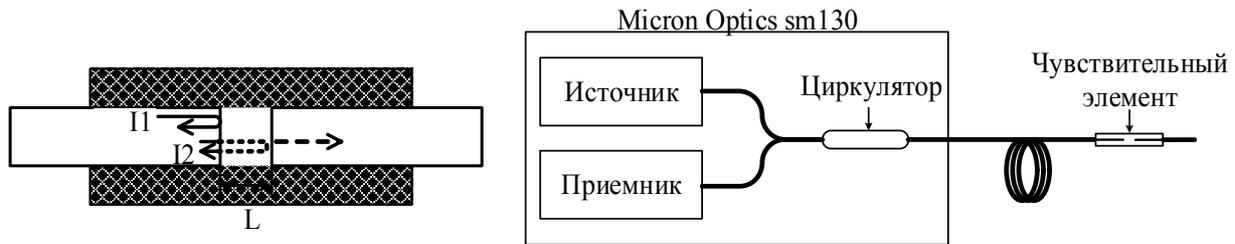


Рис. 1. Схема чувствительного элемента (слева) и экспериментальной установки (справа)

Алгоритм обработки спектральной передаточной функции для нахождения оценки длины зазора ИФП основан на поиске глобального минимума функции невязки $R(L)$ [7]:

$$R(L) = \tilde{S} - S_{mod}(L) \quad (2)$$

где \tilde{S} – измеряемая СПФ; $S_{mod}(L)$ – аппроксимирующая функция (1); $R(L)$ – функция невязки между измеряемой СПФ и теоретической аппроксимирующей функцией (1).

Во время экспериментальных проверок было обнаружено, что выборка значений оцененных длин зазора ИФП имеет скачки. В какой-то момент времени рассчитанное значение длины получило постоянное смещение, равное половине центральной длины волны ($\lambda_0/2$) излучения (рис.2).

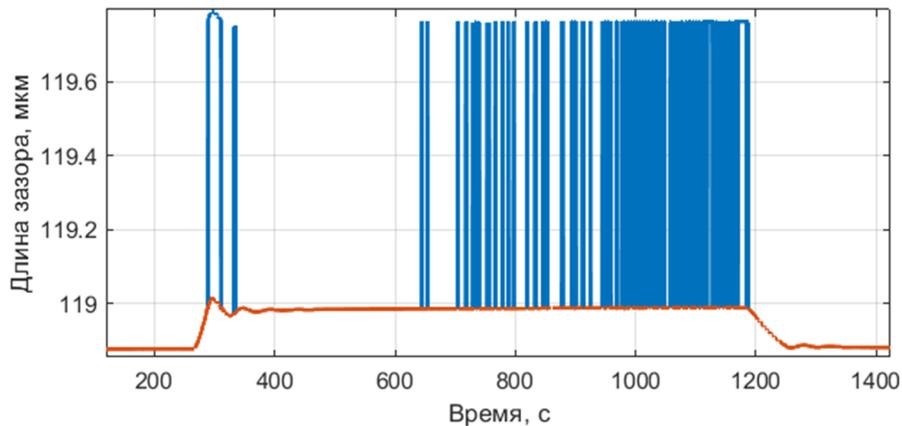


Рис. 2. Рассчитанная длина зазора до (синяя кривая) и после (оранжевая кривая) корректировки.

Причина появления скачков на $\lambda_0/2$ связана с функцией невязки (2), которая имеет большое число локальных минимумов, сдвинутых друг относительно друга примерно на $\lambda_0/2$. В идеальных условиях побочные минимумы будут больше главного. Однако наличие искажений обрабатываемого сигнала (шумы, искажения формы регистрируемого сигнала от гармонического, изменения искомой длины зазора ИФП на интервале анализа, нестабильность сетки длин волн) приводит к тому, что главный минимум увеличивается, а побочные уменьшаются. Поэтому возможна ситуация, когда какой-то из побочных минимумов станет наравне или ниже основного; что приведёт к возникновению ошибки, кратной половине длины волны излучения.

Устранить причину таких скачков вряд ли представляется возможным. Однако их можно устранить в рамках постобработки. Итак, пусть имеется массив рассчитанных длин L_r . Если приращение сигнала по абсолютному значению имеет величину больше, чем $\lambda_0/2$, то из него следует вычесть (с учётом знака) величину, кратную $\lambda_0/2$, где λ_0 – длина волны излучения в середине рассматриваемого диапазона перестройки (для используемого прибора диапазон перестраивания длин волн от 1510 до 1590 нм), иначе оставляем сигнал без изменения.

Заключение. Таким образом, в ходе работы из сигнала были устранены нежелательные смещения, которые кратны половине длины волны излучения. Предложенный метод привлекателен тем, что не вносит дополнительных шумов и не требует сложных вычислительных операций. Однако описанный метод можно использовать только для измерения относительного давления, что применимо для случая измерения внутричерепного давления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Удд Э. Волоконно-оптические датчики. Пер. с англ. – 2008.
2. **Ushakov, N.A., Markvart, A.A., Liokumovich, L.B.** Pulse Wave Velocity Measurement with Multiplexed Fiber Optic Fabry-Perot Interferometric Sensors (2020) IEEE Sensors Journal, 20 (19), статья № 9099477, pp. 11302-11312. – надо оформить по правилам.
3. **Poeggel S.** et al. Fiber-optic EFPI pressure sensors for in vivo urodynamic analysis // IEEE Sensors Journal. – 2014. – Т. 14. – №. 7. – С. 2335-2340.
4. Datasheet: <http://www.micronoptics.ru/uploads/library/documents/Datasheets/Micron%20Optics%20sm130.pdf>.
5. **Campus U. K.** M. B. Optical fiber pressure sensor using extrinsic Fabry-Perot interferometry (EFPI); a theoretical study // Journal of optoelectronics and advanced materials. – 2015. – Т. 17. – №. 5-6. – С. 545-551.
6. **Kaddour Z. D.** et al. Revisiting Gouy phase // Optics communications. – 2007. – Т. 280. – №. 2. – С. 256-263.
7. **Han M.** et al. Signal-processing algorithm for white-light optical fiber extrinsic Fabry-Perot interferometric sensors // Optics letters. – 2004. – Т. 29. – №. 15. – С. 1736-1738.

V.V. Polozov, A. A. Davidenko, K. V. Muravyev, F. V. Sklyarov (State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). **Elimination of jumps in the estimated length values for a fiber-optical pressure sensor based on a Fabry-Perot interferometer**

Abstract. The paper considers a fiber-optic pressure sensor. A method is proposed for eliminating jumps exceeding half the central wavelength of radiation when working with a Fabry-Perot interferometer.

■ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ ■

УДК 658.512.2-52

М.В. ВЕРЕЩАГИН, Е.Н. КАРТАШЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ В ПЕРИОД ПАНДЕМИИ НА АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ РАБОЧИХ МЕСТАХ С ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫМИ РЕСУРСАМИ ПРЕДПРИЯТИЯ В ЗАЩИЩЕННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СЕТИ

Описывается опыт АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» по организации работ в терминальном режиме с ресурсоёмким САПР в условиях пандемии. Предложен и реализован вариант с работой в специализированных программных продуктах на серверных мощностях предприятия.

Введение. Особенностью корпоративной вычислительной сети (КВС) Концерна ЦНИИ «Электроприбор» является работа пользователей с конфиденциальной информацией, и как следствие отсутствие доступа устройств КВС к открытым глобальным сетям.

Необходимость выполнения производственного плана вынуждает дать инструмент тем сотрудникам, которые оказались в изоляции и обеспечить конфиденциальность их действий с вычислительными ресурсами, находящимися внутри КВС. Для реализации такого подхода имеются различные способы реализации, начиная с механизма удаленного стола и заканчивая решением, базирующегося на архитектуре тонкого клиента.

Предлагаемый доклад посвящён вопросу выбора технологии для организации удаленного доступа при многопользовательской работе с ресурсоёмким программным обеспечением.

Обзор технологий удаленного доступа. Удалённый доступ – это технология, позволяющая пользователю подключиться к компьютеру по сети с помощью другого устройства и управлять им так, как если бы пользователь сам работал за этим компьютером. Главное условие – наличие на обоих устройствах доступа в общую сеть и установленной специальной программы.

Устройство в сети удалённого доступа может играть две роли: хост – вычислительный или информационный ресурс, к которому предоставляется доступ (например, рабочий компьютер, на котором нужно поработать из дома); клиент – компьютер, предоставляющий доступ к другим устройствам. Один и тот же компьютер в разных ситуациях может использоваться и как хост, и как клиент – но не одновременно.

Каждому устройству присваивается свой идентификатор – метка, с помощью которой устройства «находят» друг друга в сети. В большинстве случаев подключение происходит следующим образом: клиенту выдаётся идентификатор хоста, тот находит его в сети и подключается к нему, предоставляя пользователю доступ. В целях защиты компьютера от несанкционированного доступа, может использоваться уникальный одноразовый пароль (доступен только хосту).

Рассмотрим самые актуальные на сегодня приложения для организации удаленного доступа [1]:

1. Radmin [1]. Решение для мелких и крупных компаний. Администратор получает полный доступ к удаленному компьютеру, доступен чат (в том числе и голосовой!), скоростная передача файлов.

2. Splashtop [2]. Приложение для домашнего использования – не подключается к компьютерам через интернет. Для работы приложения, устройства должны подключаться к одному роутеру. Splashtop поддерживает управление персональным компьютером (ПК) через смартфон на Android. Через Splashtop комфортно управлять домашней медиатекой, файлами и приложениями на жёстком диске и прочими функциями ПК.

3. TeamViewer [3]. К преимуществам приложения можно отнести: чат, скоростную передачу файлов, высокий уровень защиты и автоматическое обновление софта. Многофункциональный TeamViewer бесплатен для домашнего использования.

4. AeroAdmin [4]. Отличается высокой скоростью настройки и работы. Широкий функционал AeroAdmin доступен и в бесплатной версии. Подойдет как для домашнего, так и для корпоративного использования.

5. UltraVnc [5]. Бесплатная утилита для управления удаленным компьютером. Не смотря на отсутствие поддержки русского языка и наличие сложного интерфейса, хорошо справляется с главной функцией – открывает удаленный доступ к вычислительным ресурсам.

6. Ammyu Admin. Система удаленного доступа и администрирования, с ее помощью быстро и безопасно можно получить удаленный доступ к компьютеру. Через Ammyu Admin можно контролировать клавиатуру и мышь, запускать программное обеспечение, работать с файлами, общаться с помощью голосовой связи. Для некоммерческого использования существует ограничение в 15 часов в месяц.

Протокол Remote Desktop (RDP) создан компанией Microsoft для обеспечения удаленного доступа к серверам и рабочим станциям с ОС Windows. Протокол RDP рассчитан на использование ресурсов высокопроизводительного сервера терминалов многими менее производительными рабочими станциями. В настоящее время RDP является основным протоколом удаленного доступа для систем семейства Windows, а клиентские приложения существуют как для ОС от Microsoft, так и для Linux, FreeBSD, MAC OS X и др.

Выбор технологии для доступа к вычислительным ресурсам предприятия. Для доступа сотрудников в «терминальном» режиме к вычислительным ресурсам сервера была сформирована отдельная «демилитаризованная» зона сети интернет, где были установлены средства защиты информации для доступа из неконтролируемой зоны (домашние ПК).

Для обеспечения защиты канала связи используется механизм шифрования виртуального канала связи с абонентом. При этом у клиента выводится изображение рабочего стола сессии, запущенной на сервере в «демилитаризованной» зоне предприятия. Передача данных производится через мобильные носители из «демилитаризованной» зоны в КВС руководителем сотрудников, выполняющих работу удаленно. Пользователь не имеет доступа к своим ресурсам на персональном компьютере (ПК) дома, а передает и принимает данные из тех директорий, которые доступны ему на сервере. Защита портов серверов обеспечивается модулями S-Terra Client (см рис 1). [7]

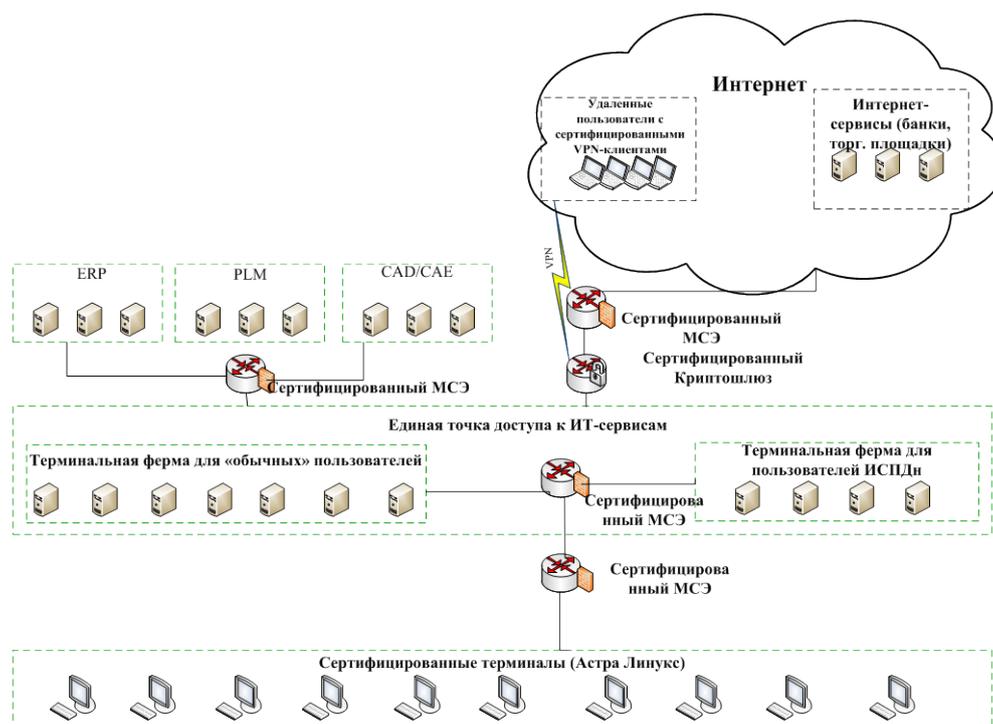


Рис. 1. Схема построения удаленной работы в защищенном сегменте

Для обеспечения выполнения производственных планов в период пандемии сотрудники предприятия, находясь дома, получили доступ к серверу в «демилитаризованной» зоне вычислительной сети концерна, на котором были установлены программные средства автоматизированного проектирования (САПР) и модули создания электронных связей [8]. Для реализации многопользовательской работы с 3Д-САПР на сервере была установлена видеокарта NVidia Quadro RTX 8000, обеспечивающая одновременную работу до 20 пользователей. В качестве операционных систем ПК, с которых осуществляется подключение к серверу, могут использоваться как ОС Windows, так и отечественная ОС Астра Линукс «Орел» [9-10]. Для обеспечения защищенности канала связи используется сертифицированное средство криптографической защиты информации «S-Тетра», обеспечивающее шифрование канала по ГОСТ и выступающее сертифицированным межсетевым экраном. Передача результатов проектирования из защищенного сегмента сети в КВС предприятия и обратно осуществлялась путем переноса информации на флеш-носителях.

Заключение. Предложенный подход позволяет организовать дистанционный режим работы сотрудников с ресурсоёмкими вычислительными приложениями и использовать ПК с достаточно скромными вычислительными ресурсами (не требуется установка дорогой видеокарты) и практически с любой операционной системой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Radmin - надежное ПО для удаленной техподдержки, выбор ИТ-профессионалов. URL: <https://www.radmin.ru/> (дата обращения: 27.04.2021)
2. Splashtop. URL: <https://www.splashtop.com> (дата обращения: 27.04.2021)
3. TeamViewer. Ваш надёжный партнёр в области удаленного доступа и поддержки. URL: <https://www.teamviewer.com/ru/> (дата обращения: 27.04.2021)
4. AeroAdmin. Удаленный доступ к компьютеру через интернет. Удаленное управление компьютером. URL: <https://www.aeroadmin.com/ru/> (дата обращения: 27.04.2021)
5. UltraVNC remote access tools. URL: <https://www.uvnc.com/> (дата обращения: 27.04.2021)
6. Ammy Admin. Удаленный Доступ и Удаленное Управление Компьютерами. URL: <https://www.ammyu.com/ru/> (дата обращения: 27.04.2021)
7. **Карташев Е.Н., Красовский В.С.** Информационная безопасность современного предприятия ОПК // Вопросы защиты информации. 2016. №4. С.41-46.
8. **Карташев Е.Н., Красовский В.С.** О едином информационном пространстве в судостроительной отрасли // Навигация и гидрография. 2012. №34. С.42-46.
9. **Баженов А.Г., Карташев Е.Н., Красовский В.С.** Возможности проведения работ по импортозамещению программного обеспечения. // XVII Всероссийская научно-практическая конференция. МОРИНТЕХ-ПРАКТИК. 2017. "Информационные технологии в судостроении-2017".
10. **А.Г. Баженов, Е.Н. Карташев, В.С. Красовский.** Пути импортозамещения общесистемного и офисного программного обеспечения // Доклад на конференции: XIX Международной научно-практической конференции МОРИНТЕХ-ПРАКТИК "Информационные технологии в судостроении-2018»

M.V. Vereschagin, E.N. Kartashev (Concert Csri «Electropribor», Saint Petersburg, Russia). **Features of work during the pandemic period in automated workplaces with computing resource of the enterprise in a protected computing network**

Abstract. The article discusses the possibility of remote operation in a pandemic in the networks of JSC «Concern «Central Research Institute «Electropribor». A variant with work in specialized software products on the server capacities of the enterprise has been proposed and implemented.

УДК 681.518.54

Е. В. ЛУКОЯНОВ, А.М. ГРУЗЛИКОВ
 (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ТЕСТОВОЕ ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ

Предлагается алгоритм построения тестов для вычислительной системы навигационного комплекса автономного необитаемого подводного аппарата. Алгоритм использует параллельную модель навигационного комплекса и формирует тест по этой модели для диагностирования нарушений в адресации обменов между программными модулями его вычислительной системы.

Введение. В настоящем докладе рассматривается проблема тестового диагностирования распределенной вычислительной системы (РВС) реального времени, представленной набором функционально связанных программных модулей. Примером такой системы является навигационный комплекс автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА). Для РВС разработка средств диагностирования (СД) является достаточно сложной проблемой из-за высокой размерности системы, параллельного характера вычислений и множественности причин возникновения нарушений. Источником нарушений могут быть не только отказы аппаратуры, но и допущенные разработчиками ошибки в организации вычислений и в используемых программах. Таким образом, задача повышения надежности и отказоустойчивости таких систем является актуальной, так как их некорректная работа в ряде случаев может привести к человеческим жертвам, а в случае с АНПА к потере дорогостоящего оборудования.

С целью преодоления высокой сложности проблемы процесс разработки СД всегда декомпозируется с помощью иерархического подхода [1]. В этом случае РВС представляется композицией локальных систем взаимодействующих в соответствии с выбранным стандартом интерфейса. Для описания РВС используется параллельная модель [2], которая встраивается в программное обеспечение системы и предназначена для тестового диагностирования нарушений в адресации обменов между программными модулями локальных систем. Рассматриваемая модель относится к классу дискретно-событийных [3], широко применяемых при анализе и тестировании сложных систем [4].

В работе предлагается алгоритм построения тестов с использованием параллельной модели. В качестве объекта тестирования рассматривается навигационный комплекс АНПА.

Постановка задачи и алгоритм построения тестов. Алгоритм синтеза параллельной модели приведен в [2]. Он состоит из двух этапов и справедлив для любой РВС реального времени. Результирующая модель системы имеет вид линейной дискретной периодически нестационарной системы, определенной на множестве $\mathbb{F} = \{0, 1\}$:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}(\gamma_s(k))\mathbf{x}(k) + \mathbf{G}(\gamma_s(k))\mathbf{u}(k), \quad \mathbf{y}(k) = \mathbf{H}(\gamma_s(k))\mathbf{x}(k), \quad k = \overline{1, N}, \quad (1)$$

где $\mathbf{x}(k) = [\mathbf{x}_1^T(k) \quad \mathbf{x}_2^T(k) \quad \dots \quad \mathbf{x}_{N-1}^T(k)]^T$ – составной вектор состояния, $\{\mathbf{x}_i^T\}_{i=1}^{N-1}$ – вектора диагностических звеньев, соответствующих конкретному сеансу обмена, $\mathbf{u}(k)$ – вектор входных воздействий (тест), $\mathbf{y}(k)$ – вектор выходной реакции модели, $\mathbf{F}(\gamma_s(k))$, $\mathbf{G}(\gamma_s(k))$, $\mathbf{H}(\gamma_s(k))$ – блочные матрицы динамики входа и выхода соответственно, значения которых зависят от сеанса обмена информацией между программными модулями, $\gamma_s(k)$ – последовательность индексов матриц, $s = \overline{1, N}$, N – число сеансов обмена на периоде работы системы.

В терминах этой модели класс рассматриваемых нарушений определяется как неэквивалентные искажения матриц динамики, входа и выхода этой модели. Таким образом, постановка задачи заключается в построении входных тестовых векторов по виду модели (1), для обнаружения обозначенного класса отказов.

Научный руководитель: проф., д.т.н., г.н.с. Колесов Н.В.

Проверяющий тест для модели (1) состоит из N фрагментов:

$$\mathbf{U} = \mathbf{U}_{\gamma_1} \mathbf{U}_{\gamma_2} \dots \mathbf{U}_{\gamma_N},$$

каждый из которых включает две характерные части:

$$\mathbf{U}_{1\gamma_s} = \mathbf{u}_{1,\gamma_s}^* \mathbf{0}^{nN} \mathbf{u}_{2,\gamma_s}^* \mathbf{0}^{nN} \dots \mathbf{u}_{n,\gamma_s}^* \mathbf{0}^{nN},$$

$$\mathbf{U}_{2\gamma_s} = \mathbf{u}_{1,\gamma_s} \mathbf{0}^{nN} \mathbf{u}_{2,\gamma_s} \mathbf{0}^{nN} \dots \mathbf{u}_{m,\gamma_s} \mathbf{0}^{nN}.$$

В первой части $\mathbf{U}_{1\gamma_s}$ всех фрагментов система при последовательности индексов матриц γ_s проходит в пространстве состояний через состояния некоторого выбранного базиса $\mathbf{X} = \{\mathbf{x}_i\}_{i=1}^n$, n – размерность векторов, входящих в этот базис. Для каждого состояния \mathbf{x}_i в фрагменте предусмотрены установочная последовательность $\{\mathbf{u}_{i,\gamma_s}^*\}_{i=1}^n$ длиной, кратной N , и интервал свободного движения при последовательности индексов матриц γ_s , когда на вход модели подается последовательность из nN нулевых векторов, обозначенные как $\mathbf{0}^{nN}$. Благодаря тому, что длины установочных последовательностей кратны N , все интервалы свободного движения система проходит при последовательности индексов матриц γ_s . Во второй части $\mathbf{U}_{2\gamma_s}$ всех фрагментов на вход модели последовательно подаются векторы $\{\mathbf{u}_{i,\gamma_s}\}_{i=1}^m$, принадлежащие некоторому базису пространства входных векторов. После каждого вектора модель находится в свободном движении на nN тактах при последовательности индексов матриц γ_s .

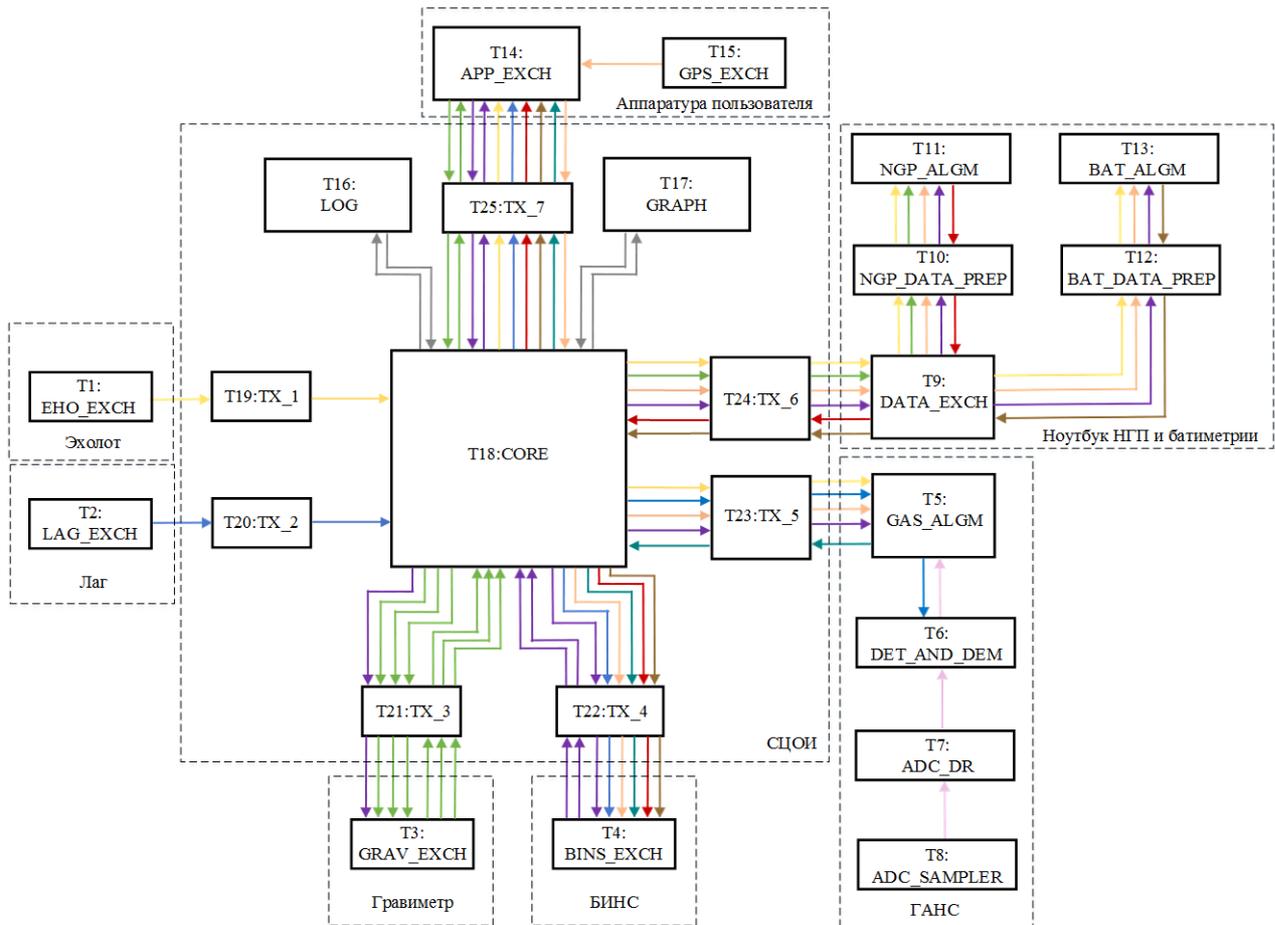


Рис. 1. – Информационный граф вычислительной системы навигационного комплекса АНПА

Тестирование вычислительной системы навигационного комплекса АНПА. Исходной информацией для решения задачи тестового диагностирования является информационный граф

программного обеспечения навигационного комплекса АНПА (рис. 1). На рисунке разными цветами выделены вычислительные потоки/пути, несущие в себе данные от конкретного участника информационного обмена. На первом из этапов в алгоритме тестового диагностирования по виду информационного графа находится множество независимых вычислительных путей, с использованием которых в дальнейшем строится параллельная модель системы (1). Для рассматриваемого графа количество вычислительных путей равняется 36, при этом минимальный по длине путь состоит из двух программных модулей, а максимальный из восьми. От длины вычислительного пути напрямую зависит размерность вектора состояния параллельной модели и длина теста. На втором этапе выполняется процедура синтеза теста и эталонных реакций системы.

Заключение. В докладе предлагается алгоритм тестового диагностирования для навигационного комплекса АНПА. Приводится процедура синтеза теста с использованием параллельной модели системы, обеспечивающего полное покрытие информационного графа и 100% вероятность обнаружения отказов, связанных с нарушением в адресации межмодульных обменов в вычислительной системе навигационного комплекса АНПА.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ № 19-08-00052

ЛИТЕРАТУРА

1. **Колесов Н.В., Толмачева М.В., Юхта П.В.** Системы реального времени. Планирование, анализ, диагностирование. СПб: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2014. 185 с.
2. **Грузликов А.М. Колесов Н.В. Лукоянов Е.В.** Тестовое диагностирование нарушений адресаций информационных обменов в вычислительных системах с использованием параллельной модели// Известия РАН. Теория и системы управления – 2018. № 3, с. 76–89
3. **Cassandras C.G., Lafortune S.** Introduction to discrete event systems. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers. – 2008., p. 848.
4. **Zaytoon J., Lafortune S.** Overview of Fault Diagnosis Methods for Discrete Event Systems // Annual Reviews in Control. 2013. V.37 P. 308–320.

E.V. Lukoyanov, A.M. Gruzlikov (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg). Test-based diagnosis of the navigation complex computer system of an autonomous uninhabitable underwater vehicle using a parallel model.

Abstract. An algorithm for constructing tests for the navigation complex computer system of an autonomous unmanned underwater vehicle is proposed. The algorithm uses a parallel model of the navigation complex and forms a test for diagnosing violations in the addressing of exchanges between software modules of its computing system.

УДК 681.518.54

Е. В. ЛУКОЯНОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПОИСКА ОТКАЗОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАБЛЮДАТЕЛЕЙ СОСТОЯНИЯ В УСЛОВИЯХ НАЛИЧИЯ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ В МОДЕЛИ СИСТЕМЫ

Рассматривается задача поиска отказов в динамических системах при наличии неопределенности в их моделях. Проведен анализа эффективности решения задачи поиска отказов с использованием банка интервальных наблюдателей и банка наблюдателей Люенбергера. Предлагаемые методы диагностирования динамических систем с неопределенностями рассматриваются на примере модели безредукторной следящей системы косвенно стабилизированной платформы.

Введение. Исследование вопросов диагностирования является актуальной проблемой, поскольку от качества их решения зависит надежность объекта диагностирования. В докладе исследуется случай функционального диагностирования [1], причем работа фокусируется на использовании так называемых наблюдателей состояния. В научной литературе вопросам построения наблюдателей состояния уделяется большое внимание, прежде всего, как составной части любой системы управления, решающей задачу оценивания вектора состояния объекта [2]. В докладе в качестве такой системы рассматривается безредукторная следящая система косвенно стабилизированной платформы. Назначение рассматриваемых ниже наблюдателей также заключается в оценке вектора состояния, но в целях диагностики – решение задач обнаружения и поиск отказов в аппаратуре системы управления, датчиках и непосредственно в объекте управления. Для каждого из направлений проблема адекватности используемой модели диагностируемой системы или объекта управления является актуальной. К сожалению, в большинстве случаев модель системы известна разработчику не в полной мере, что существенно осложняет решение задач диагностирования и оценивания. Классическим подходом является использование наблюдателей Люенбергера [3], в рамках которого основным предположением является тот факт, что модель диагностируемой системы полностью известна. В сравнении с классическим подходом интервальные наблюдатели [4, 5] используют дополнительные знания о возмущающем воздействии, шумах измерения, а также неопределенности в параметрах модели системы.

Доклад посвящен анализу эффективности решения задачи поиска отказов с использованием банка наблюдателей Люенбергера и банка интервальных наблюдателей в системах, в моделях которых присутствуют неопределенности.

Постановка задачи. Предположим, что имеется непрерывная, линейная, стационарная динамическая система со скалярными входом и выходом, определенная на множестве действительных чисел \mathbb{R} :

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{F}(\Theta)\mathbf{x}(t) + \mathbf{G}u(t) + \mathbf{d}(t), \\ y(t) &= \mathbf{H}\mathbf{x}(t) + v(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ – вектор состояния, $\mathbf{F}(\Theta) \in \mathbb{R}^{n \times n}$ – матрица динамики, Θ – вектор диагностируемых параметров, $\mathbf{G} \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ – матрица входа, $u(t)$ – входное воздействие (управление), $\mathbf{d}(t) \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ – вектор возмущающих воздействий, $y(t)$ – выходной сигнал, $\mathbf{H} \in \mathbb{R}^{1 \times n}$ – матрица выхода, $v(t)$ – шум измерений. Кроме рассматриваемого далее примера, такая динамическая системы может быть использована для описания, авторулевого, двигателей разного принципа действия, датчиков и других устройств [6, 7].

Пусть вектор возмущений $\mathbf{d}(t)$ и шум измерений $v(t)$ не определены, но имеют гарантированные интервалы значений $\underline{\mathbf{d}}(t) \leq \mathbf{d}(t) \leq \bar{\mathbf{d}}(t)$, где $\underline{\mathbf{d}}(t) \in \mathbb{R}^{n \times 1}$, $\bar{\mathbf{d}}(t) \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ – вектора соответ-

ствующих размерностей, $|\nu(t)| \leq V$ для $\forall t \geq 0$, кроме того неизвестны начальные условия $\mathbf{x}(0)$, но также имеют гарантированный интервал $\underline{\mathbf{x}}_0 \leq \mathbf{x}(0) \leq \bar{\mathbf{x}}_0$ для $\forall t \geq 0$.

Рассматриваемый класс отказов включает в себя параметрических отказы [1], которые можно описать как отклонения значений вектора диагностируемых параметров $\Theta_i = (\Theta + \Delta\Theta_i)$ от номинальных значений, $\Delta\Theta_i$ – величина отказа, $i = \overline{1, k}$, k – количество рассматриваемых отказов в системе.

Задача поиска отказов на основе наблюдателей состояния заключается в построении банка наблюдателей, каждый из которых настроен на соответствующий отказ или другими словами его матрица динамики соответствует $\mathbf{F}(\Theta_i)$. Поэтому при возникновении в системе отказа, соответствующего Θ_i , невязка между выходным сигналом диагностируемой системы и выходом наблюдателя с матрицей динамики $\mathbf{F}(\Theta_i)$ будет стремиться к нулю при $\mathbf{d}(t) = 0$, в отличие от невязок, формируемых остальными наблюдателями в банке. Таким образом, оценивая значения вектора невязок, можно судить о месте отказа в диагностируемой системе [1].

Интуитивно ясно, что при увеличении неопределенности модели диагностируемой системы (начальных условий, возмущающего воздействия, шума измерений) или снижении уровня отказа эффективность диагностирования будет снижаться, т.к. трудно заметить незначительные отклонения в работе системы, тем более, при наличии мешающих факторов. Однако интересно получить количественную оценку снижения эффективности. Для этого требуется для системы (1) синтезировать банк наблюдателей Люенбергера, а также банк интервальных наблюдателей и получить количественную оценку эффективности решения задачи поиска отказов (вероятность ошибочного определения технического состояния системы) в условиях наличия неопределенностей (начальных условий, возмущающего воздействия, шума измерений) в модели диагностируемой системы.

Синтез наблюдателей. При синтезе наблюдателя Люенбергера [3] для системы (1) пренебрегают составляющими $\mathbf{d}(t)$, $\nu(t)$. Таким образом, наблюдатель задается с помощью системы уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = (\mathbf{F}(\Theta) - \mathbf{LH})\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{L}y(t) + \mathbf{G}u(t), \\ \hat{y}(t) = \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}(t), \end{cases} \quad (2)$$

где $\hat{\mathbf{x}}(t)$ – оценка вектор состояния, $\mathbf{F}(\Theta)$, \mathbf{G} , \mathbf{H} – матрицы системы (1), $y(t)$ – выходной сигнал системы (1), $\hat{y}(t)$ – выходной сигнал наблюдателя, \mathbf{L} – матрица коэффициентов усиления обратной связи по невязке. Матрица динамики наблюдателя $(\mathbf{F}(\Theta) - \mathbf{LH})$ выбирается таким образом, чтобы наблюдатель (2) был устойчив.

Интервальный наблюдатель задается с помощью системы дифференциальных уравнений с учетом ограничений, накладываемых на возмущающее воздействие и шум измерений [4, 5]:

$$\begin{cases} \dot{\underline{\mathbf{x}}}(t) = (\mathbf{F}(\Theta) - \mathbf{LH})\underline{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{L}y(t) - |\mathbf{L}| \mathbf{E}V + \mathbf{G}u(t) + \underline{\mathbf{d}}(t), \\ \dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = (\mathbf{F}(\Theta) - \mathbf{LH})\bar{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{L}y(t) + |\mathbf{L}| \mathbf{E}V + \mathbf{G}u(t) + \bar{\mathbf{d}}(t), \end{cases} \quad (3)$$

где $\underline{\mathbf{x}}(t)$, $\bar{\mathbf{x}}(t)$ – оценки нижней и верхней границ вектора состояния, $\mathbf{L}^+ = \max\{0, \mathbf{L}\}$, $\mathbf{L}^- = \mathbf{L}^+ - \mathbf{L}$, $|\mathbf{L}| = \mathbf{L}^+ + \mathbf{L}^-$ – матрица абсолютных значений коэффициентов усиления обратной связи по невязке, \mathbf{E} – единичная матрица, $[\underline{\mathbf{d}}(t), \bar{\mathbf{d}}(t)]$ и $[-V, V]$ – интервалы для возмущающего воздействия и шума измерений соответственно. Матрица динамики наблюдателя $(\mathbf{F}(\Theta) - \mathbf{LH})$ для обеспечения устойчивости наблюдателя и выполнения условия:

$$\underline{\mathbf{x}}(t) \leq \mathbf{x}(t) \leq \bar{\mathbf{x}}(t),$$

должна удовлетворять критерию Гурвица и критерию Мещлера [4].

Моделирование. В качестве примера была рассмотрена динамическая модель безредукторной следящей системы косвенно стабилизированной платформы, которая описывается системой дифференциальных уравнений четвертого порядка [8]:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha_2(t) \\ \dot{\alpha}_2(t) \\ \beta(t) \\ \dot{\beta}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{K_{mn}}{J} & -\frac{(K_{mp} + S_\delta)}{J} & 0 & \frac{K_\delta}{J} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_m T_e} & -\frac{1}{T_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_2(t) \\ \dot{\alpha}_2(t) \\ \beta(t) \\ \dot{\beta}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{K_y}{T_m T_e} \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} d_1(t) \\ 0 \\ d_2(t) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$y(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_2(t) \\ \dot{\alpha}_2(t) \\ \beta(t) \\ \dot{\beta}(t) \end{bmatrix} + v(t).$$

где $\alpha_2(t) = \theta_k(t) - \alpha(t)$ – угол поворота платформы относительно горизонта, $\theta_k(t)$ – угол качки, $\alpha(t)$ – ошибка стабилизации, $\beta(t)$ – угол поворота ротора моментного двигателя, J – момент инерции платформы, K_{mp} – коэффициент сухого трения на оси стабилизации, K_δ – коэффициент крутящего момента двигателя, S_δ – коэффициент вязкого трения на оси вращения двигателя, T_m – электромеханическая постоянная времени двигателя, T_e – электромагнитная постоянная времени обмотки управления моментного двигателя, K_y – коэффициент усиления по напряжению, u – напряжение управления двигателем, $\mathbf{d}(t) = [d_1(t) \ 0 \ d_2(t) \ 0]$ – вектор возмущающих воздействий, компоненты которого представлены как суперпозиция гармонических сигналов разной частоты, $v(t)$ – аддитивный гауссовский белый шум в ограниченной полосе частот. Для возмущающего воздействия были заданы нижняя $\underline{\mathbf{d}}(t) = [\underline{d}_1(t) \ \underline{d}_2(t)]^T$ и верхняя границы $\overline{\mathbf{d}}(t) = [\overline{d}_1(t) \ \overline{d}_2(t)]^T$ интервалов значений в виде ограничений на амплитуды составляющих гармоник.

В процессе моделирования амплитуды гармоник компонент вектора возмущающих воздействий $\mathbf{d}(t)$ увеличивались по шкале: 10%, 50%, 100% от начальных значений.

В качестве отказа было рассмотрено периодическое, скачкообразное изменение коэффициента крутящего момента двигателя $\Theta_1 = K_\delta + \Delta K_{\delta,1}$, где $\Delta K_{\delta,1}$ – уровень величины отказа, который в процессе моделирования увеличивался по шкале: 10%, 50%, 100% от номинального значения K_δ .

Для демонстрации эффективности предлагаемых решений на основе банка интервальных наблюдателей, будем сравнивать их работу с решениями, базирующимися на использовании банка классических наблюдателей Люенбергера [3]. В обоих случаях банк будет состоять из двух наблюдателей (2) или (3) – один с параметрами Θ диагностируемой системы (4), другой с вектором параметров Θ_1 .

В результате после серий модельных экспериментов с различными значениями уровней отказа и возмущающего воздействия была получена оценка для вероятности ошибочного определения технического состояния системы. Увеличение величины отказа влечет за собой уменьшение вероятности ошибки диагностирования, а увеличение уровня возмущающего воздействия влечет приводит к её увеличению, как для банка наблюдателей Люенбергера, так и для банка интервальных наблюдателей. Однако, при больших уровнях отказа (отклонение – 100%) и максимальном уровне возмущающих воздействий (отклонение – 100%), при использовании банка интервальных наблюдателей корректно определяется техническое состояние системы

(вероятность ошибки менее 5%), тогда как в случае использования банка наблюдателей Люенбергера средства диагностирования работают с вероятностью ошибки на уровне 30%.

Заключение. В работе рассмотрена задача поиска отказов в динамических системах при наличии неопределенностей в их моделях. На примере безредукторной следящей системы косвенно стабилизированной платформы проведено сравнение эффективности решения задачи поиска отказа на основе банка наблюдателей Люенбергера и банка интервальных наблюдателей. Результаты моделирования показали, что при больших уровнях отказа (отклонение – 100%) и максимальном уровне возмущающих воздействий (отклонение – 100%), при использовании банка интервальных наблюдателей корректно определяется техническое состояние системы (вероятность ошибки менее 5%), тогда как в случае использования банка наблюдателей Люенбергера средства диагностирования работают с вероятностью ошибки на уровне 30%.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Колесов Н.В.**, Толмачева М.В., Юхта П.В. Системы реального времени. Планирование, анализ, диагностирование. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. - 180с.
2. **Patton R. J.**, Frank P. M., Clark R. N. (ed.). Issues of fault diagnosis for dynamic systems. – Springer Science & Business Media, 2013.
3. **Андреев Ю.Н.** Управление конечномерными линейными объектами. – М.: Наука, 1976. – 424 с.
4. **Д. В. Ефимов.** Т. Раисси. Построение интервальных наблюдателей для динамических систем с неопределенностями // Автомат. и телемех., 2016, № 2, 5–49
5. **Gouz'e J.**, Rapaport A., Hadj-Sadok M. Interval Observers for Uncertain Biological Systems // Ecological Modelling. 2000. V. 133. P. 46–56.
6. **Панферов А.И.**, Лопарев А.В. Компьютерный анализ и синтез систем ориентации, стабилизации и навигации. Учебное пособие. – СПб.: СПб ГУАП, 2008. – 82 с.
7. **Капитонов А. А.** Введение в моделирование и управление для робототехнических систем / под редакцией д.т.н., проф. А.Л. Фрадкова. – М.–Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2016. – 108 с.
8. **Бесекинский В.А.**, Фабрикант Е.А. Динамический синтез систем гироскопической стабилизации. – Л.: Судостроение, 1968. – 351 с.

E.V. Lukoyanov (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg). **Analysis of the fault isolation task solution efficiency using state observers under the conditions of uncertainty in the system model**

Abstract. The problem of fault isolation in dynamic systems in the presence of uncertainty in their models is considered. To analyze the efficiency, it is proposed to use the interval observer bank and the Luenberger observer bank. The proposed methods are considered on the example of a gearless servo system of an indirectly stabilized platform

УДК 681.51

Е. В. ХУТОРНАЯ, Я. О. ГНЕВАШЕВ

(Санкт-Петербургский Государственный Морской Технический Университет, Санкт-Петербург)

**РАЗРАБОТКА ПРИЛОЖЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ
ОРИЕНТАЦИИ ПОДВОДНОГО АППАРАТА**

Приведены результаты разработки графического приложения, позволяющего определять параметры ориентации и навигации подводного аппарата, с использованием библиотеки Qt.

Введение. В настоящее время важную роль в освоении мирового океана играют подводные аппараты (ПА), поскольку они могут быть применены в таких условиях, где работа водолазов и подводных лодок затруднена или невозможна.

Одним из важнейших элементов подводного аппарата является бортовой компьютер. Он служит связующим элементом всех бортовых систем [2]. На вычислительную систему этого компьютера приходится множество задач, связанных с обработкой сигналов, поступающих с различных датчиков подводного аппарата, задание параметров движения и др.

Для управления подводным аппаратом необходимо создание приложения, осуществляющее расчет параметров ориентации и навигации ПА по данным бортовых систем, на основании которых формируются управляющие сигналы. Также, этому приложению необходим графический интерфейс, чтобы оператор мог оперативно оценивать параметры движения аппарата, задавать и, в случае необходимости, корректировать параметры движения [1].

Целью работы является разработка приложения для определения пространственной ориентации подводного аппарата на основе данных бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в условиях средних широт. Предполагается использование разработанного программного обеспечения (ПО), как элемента судового ПО.

Математическое описание бесплатформенной инерциальной навигационной системы в средних широтах. Управление ПА осуществляется на основе параметров ориентации и навигации, рассчитанных по данным с БИНС. Приложение осуществляет расчет углов ориентации на основе приведенной ниже математической модели:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dB}{dt} = B\Omega, \\ \frac{dv_{\xi}}{dt} = a_{kx} b_{11} + a_{ky} b_{12} + a_{kz} b_{13} - v_{\zeta}(\omega_x b_{21} + \omega_y b_{32} + \omega_z b_{23} + \omega_3 \sin\varphi) + \\ \quad + v_{\eta}(\omega_x b_{31} + \omega_y b_{32} + \omega_z b_{33}), \\ \frac{dv_{\eta}}{dt} = a_{kx} b_{21} + a_{ky} b_{22} + a_{kz} b_{23} - v_{\zeta}(\omega_x b_{11} + \omega_y b_{12} + \omega_z b_{13} + \omega_3 \cos\varphi) - \\ \quad - v_{\xi}(\omega_x b_{31} + \omega_y b_{32} + \omega_z b_{33}) + g, \\ \frac{dv_{\zeta}}{dt} = a_{kx} b_{31} + a_{ky} b_{32} + a_{kz} b_{33} - v_{\xi}(\omega_x b_{21} + \omega_y b_{32} + \omega_z b_{23} + \omega_3 \sin\varphi) - \\ \quad - v_{\eta}(\omega_x b_{11} + \omega_y b_{12} + \omega_z b_{13} + \omega_3 \cos\varphi), \\ \frac{d\eta}{dt} = v_{\eta}, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{v_{\xi}}{R}, \\ \frac{d\lambda_{\text{мек}}}{dt} = \frac{v_{\zeta}}{R * \cos\varphi}. \end{array} \right.$$

где B – матрица направляющих косинусов, Ω – кососимметричная матрица, $b_{11} - b_{33}$ – элементы матрицы направляющих косинусов, $v_{\xi}v_{\eta}v_{\zeta}$ – составляющие вектора линейной скорости ПА в стартовой географической системе координат, ξ, η, ζ – координаты ПА. – широта

и долгота ПА соответственно. ω_{ax} , ω_{ay} , ω_{az} – проекции абсолютной угловой скорости ПА, R – радиус Земли.

Модель учитывает скорость вращения и геометрическую форму Земли, вектор кажущегося линейного ускорения, широту и долготу текущего местоположения ПА. В модели используются уравнения Пуассона, характеризующие поворот связанной системы координат относительно стартовой географической системы. Численное интегрирование матричного уравнения дает непосредственно матрицу направляющих косинусов, по которой определяются параметры ориентации. Модель учитывает ошибки измерений угловых скоростей и ускорений подводного аппарата. Более подробное описание модели приведено в [4].

Разработка графического интерфейса приложения. Для разработки использовалась библиотека Qt [5], поскольку она обладает рядом преимуществ:

- переносимость на уровне исходного кода;
- удобное межпроцессное взаимодействие (механизм сигналов/слотов);
- умный механизм управления памятью;
- хорошая документация (QtAssistant);
- удобная, интуитивная разработка графических интерфейсов при помощи Qt Designer;
- высокое быстродействие (C++) [3].

Разработанное графическое приложение включает в себя две формы. Первая форма предназначена для визуализации данных, поступающих с бортовых систем ПА, таких как курс, крен, дифферент, скорость движения и координаты. (Рис.1). Для связи со второй формой используется механизм сигналов и слотов. Вторая форма предназначена для вывода результатов расчета (Рис.2).

Рис. 1. Данные, поступающие с ПА

Рис. 2. Вывод результатов расчёта

Где Крен(0), Курс(0), Дифферент(0) – начальные значения углов крена, курса и дифферента; Крен_А, Курс_А, Дифферент_А – амплитуды углов крена, курса и дифферента; Крен_В, Курс_В, Дифферент_В – частоты изменений углов крена, курса и дифферента; V_x , V_y , V_z – составляющие вектора линейной скорости ПА; ax_A , ay_A , az_A , ax_W , ay_W , az_W – начальные значения для формирования вектора кажущегося ускорения; g – ускорение свободного падения на Земле; $W_{земли}$ – угловая скорость Земли, $R_{земли}$ – радиус Земли.

Формы созданы с помощью классов (QLineEdit, QLabel, QTableView, QPushButton).

Заключение. В работе рассмотрены результаты разработки приложения, предназначенного для определения параметров ориентации и навигации подводного аппарата. Приведена математическая модель БИНС в условиях средних широт, с помощью которой рассчитываются искомые параметры. Также рассмотрен графический интерфейс приложения, созданный с использованием библиотеки Qt.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Портянкин И. А.** Java Swing: Эффектные пользовательские интерфейсы. Питер, 2011. -528с.
2. **Орлов С.А., Цилькер Б.Я.** Организация ЭВМ и систем. Учебник для вузов. 2-е изд. СПб.: Питер, 2011. - 688 с.
3. **Сидорина Т.Л.** Самоучитель Microsoft Visual Studio C++ и MFC. БХВ - Петербург, 2009. - 843с.
4. **Спек Ю.Л., Хуторная Е.В.** Информационная модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы подводного робота // Морские интеллектуальные технологии - 2017. - No2(36) - 105-110 с.
5. **Шлее М.** Qt 4.8, профессиональное программирование на C++. БХВ- Петербург, 2012. - 894с.

E.V.Khutornaya, Y.O.Gnevashev (St. Petersburg State Marine Technical University, St. Petersburg). **Develop a graphical application for determination of underwater vehicle spatial orientation**

Abstract. The purpose of the work is to develop a graphical application allowing the determination of underwater vehicle orientation and navigation parameters using the Qt library. Various methods of building the graphical application have been studied and compared in the course of this work. As a result, the graphical application for determination of underwater vehicle spatial orientation was developed.

УДК 629.396.61

Ф.М.БЕЛЬЧЕНКО
(Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва)

Е.Е.ТЕРЕХИНА
(Федеральное казенное учреждение «Научно-производственное объединение
«Специальная техника и связь» МВД РФ, Москва)

АЛГОРИТМ НАВИГАЦИИ ДЛЯ ВОЗВРАТА НАЗЕМНОГО РОБОТОТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ОБРЫВЕ СВЯЗИ С ОПЕРАТОРОМ

В докладе рассматриваются вопросы навигации при дистанционном управлении наземными робототехническими комплексами. Предлагается алгоритм поиска выхода из замкнутого пространства при обрывах связи. На основе предложенного алгоритма разработан прототип программного обеспечения. Предложены варианты применения алгоритма.

Введение. Потенциальной проблемой дистанционно управляемых наземных роботов является возможность обрыва связи от внешнего воздействия или в связи с ошибкой в работе оборудования. Чтобы исключить или уменьшить вероятность потери робота необходимо для него запустить алгоритм возврата на безопасную позицию для восстановления связи и принятия дальнейших решений по возможности выполнения задачи.

В работе предлагается вариант поиска выхода из здания в случае обрыва связи, основанный на «метках» присутствия. Метод предлагается в качестве альтернативы графовому методу поиска в ширину [1].

Описание модели. В разрабатываемой программе проводится симуляция поведения агента (робота), основанного на модели. По условиям задачи агент знает цель, которую ему необходимо достичь, но не знает, где она находится [2-5]. Особенностями рефлексного агента, основанного на модели, является способность воспринимать изменения окружающего мира, запоминать действия которые были выполнены ранее. Такой агент способен изменить алгоритм своих действий, при обнаружении препятствия перед собой [6].

В рассматриваемой задаче агент имеет ограниченное поле обзора и может наблюдать только соседние клетки (рис. 1).

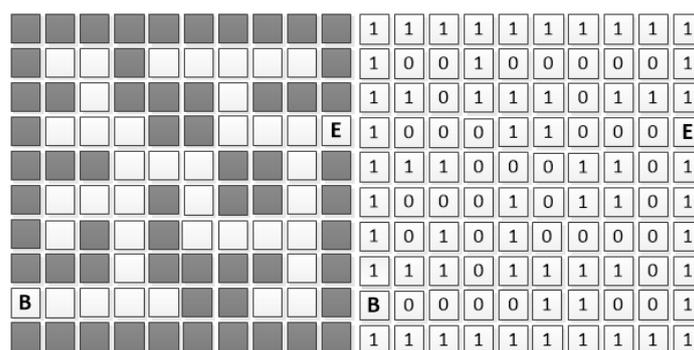


Рис. 1. Пример поля с препятствиями и как его воспринимает моделируемый робот/агент

Если в соседней области находится стена, то он воспринимает ее как «1». В эту точку агент не может попасть. Если область свободна и агент ранее там не находился, то она воспринимается как «0».

Разработка прототипа программного обеспечения к алгоритму. У агента ведется учет значений двух специальных счетчиков. Счетчик направления движения и счетчик маркера присутствия. Значение счетчика направления меняется перед тем, как агент сменит

направление движения. Такое значение будет сохраняться до тех пор, пока агент не увидит конечную цель или до момента достижения препятствия.

Счетчик ведет учет значений от цифры «2» и оставляет его на предыдущем участке. Если агент меняет направление и возвращается в посещенный участок, то значение счетчика увеличивается на единицу (рис. 2).

```
void ActionR (int** m) {
    while ((m[xBot][yBot+1] != 99) || (m[xBot+1][yBot] != 99) || (m[xBot][yBot-1] != 99) || (m[xBot-1][yBot] != 99)) {
        while ((m[xBot][yBot+1] != 1) && ((m[xBot-1][yBot] != 0) || (m[xBot+1][yBot] != 0))) {
            RIGHT (m, yBot);
        }

        if (m[xBot][yBot+1] == 1) {
            CountBack++;
            if ((m[xBot-1][yBot] == 1) && (m[xBot+1][yBot] == 1)) {
                while (((m[xBot-1][yBot] == 1) && (m[xBot+1][yBot] == 1))) {
                    LEFT(m, yBot);
                }
            }
        }
        break;
    }
}
```

Рис. 2. Описание действий при движении вправо на языке СИ

Так как агент изначально не знает вид всего поля, то используется второй массив, который хранится в памяти агента и изменяется в зависимости от полученной агентом информации.

Если бы агенту изначально были известны участки с препятствиями, направления правильного движения и конечная цель, то работа программы и изменения в памяти агента могли выглядеть, как на рисунке 3.

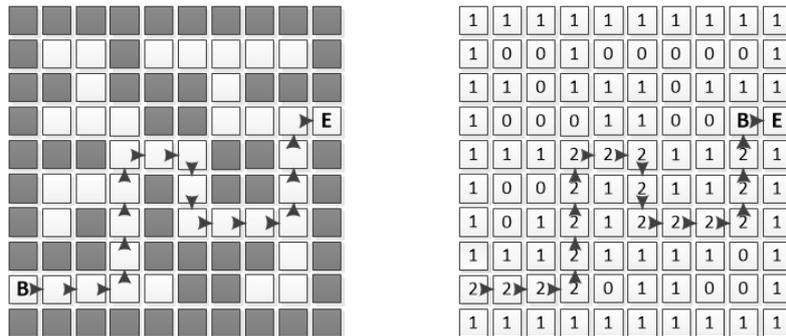


Рис. 3. Пример идеального прохождения маршрута при заранее известной карте препятствий

Но в реальности такой информацией робот не располагает. Следовательно, необходимо осуществлять поиск выхода, составляя карту посещенных участков.

Заключение. Описанный алгоритм можно применять как при поиске конкретного выхода, так и при поиске случайного возможного выхода. Так же имеется возможность выстраивать маршрут в ходе нормального выполнения программы, чтобы при обрыве связи считать записанную информацию и обратным маршрутом вернуться в изначальную позицию.

Представленный алгоритм наиболее эффективен при работе в зданиях, так как на неровной поверхности будут возникать ошибки обнаружения препятствий.

Часть работы выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации АААА-А20-120011690138-6).

ЛИТЕРАТУРА

1. Томас Х. Кормен, Чарльз И. Лейзерсон, Рональд Л. Ривест, Клиффорд Штайн. Алгоритмы: построение и анализ. 3-е изд. Издательский дом "Вильямс", 2013. С. 630. 1328 с
2. Pedrosa, E., L. Reis, C. M. D. Silva and H. S. Ferreira. Autonomous Navigation with Simultaneous Localization and Mapping in/outdoor. 2020. Электронный ресурс: <https://repositorio-aberto.up.pt/bitstream/10216/128968/2/414750.pdf>. Дата обращения: 12.07.2021

3. Debeunne, César, and D., Vivet. "A Review of Visual-LiDAR Fusion based Simultaneous Localization and Mapping". *Sensors* 20 (2020): 2068.
4. Дюер С., Шольц Г., Троммер Г.Ф.. SLAM-алгоритм на основе лазерных измерений при использовании микролетательных аппаратов в помещении // *Гироскопия и навигация*. 2017. №1 (96) .С. 18-32. DOI 10.17285/0869-7035.2017.25.1.018-032
5. C. Cadena and L. Carlone and H. Carrillo and Y. Latif and D. Scaramuzza and J. Neira and I. Reid and J.J. Leonard, "Past, Present, and Future of Simultaneous Localization And Mapping: Towards the Robust-Perception Age", in *IEEE Transactions on Robotics* 32 (6) pp 1309-1332, 2016
6. Рассел С, Норвиг П. Искусственный интеллект: современный подход, 2-е изд.: Пер. англ. – СПб. : ООО «Диалектика», 2019. – 1408 с.

F.M. Belchenko (Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences (IPMech RAS), Moscow), **E.E. Terehina** (The Ministry of Internal Affairs of the Russian Federation, Moscow). **Algorithm of navigation for returning the ground-based robotic complex if the operator communications disconnected**

Abstract. The article discusses the issues of navigation for remote control of ground robotic systems. An algorithm for finding a way out of a closed space in the event of communication breaks is proposed. Software is being developed based on the proposed algorithm. Variants of the algorithm application are proposed.

УДК 629.7.05

Д. А. СТЕПАНОВ, К. В. МАЛЫНКИН
(АО НПО «Мобильные Информационные Системы», Москва)

ПРИМЕНЕНИЕ ОРТОДРОМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ В БОРТОВЫХ ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Рассматривается возможность применения в бортовых геоинформационных системах ортодромической системы координат при визуализации экипажу электронной карты местности. Представлены результаты визуализации электронных карт. Проведена оценка временных затрат на преобразование координат и оценка линейных искажений электронных карт в ортодромической системе координат и проекции Гаусса-Крюгера.

Введение. Геоинформационные технологии находят всё более широкое применение при решении авиационными комплексами повседневных и специальных задач, а бортовые геоинформационные системы (ГИС) становятся одним из важнейших компонентов бортового радиоэлектронного оборудования и информационно-управляющих систем современных, модернизируемых и перспективных летательных аппаратов.

Одной из важнейших функций, реализуемой бортовыми ГИС, является индикация экипажу на средствах отображения информации электронной карты местности, на фоне которой отображаются текущее местоположение летательного аппарата, а также объекты и явления, характеризующие складывающуюся обстановку [1]. Качественная индикация способствует улучшению ситуационной осведомлённости экипажа и повышению безопасности полётов [2].

Для изображений картографической основы в бортовых ГИС традиционно используются цифровые карты различных масштабов, выполненные в какой-либо проекции, например: номенклатурные листы цифровых топографических карт в поперечной цилиндрической проекции Гаусса-Крюгера [3], обзорно-географические карты в прямой цилиндрической проекции Меркатора и др. Картографическая информация конвертируется в формат бортовой базы данных, записывается в ходе предполётной подготовки в бортовые накопители, а затем используется в полёте для вывода на средства индикации экипажу.

Одной из проблем использования проекционных систем координат является наличие у любой проекции особенностей и ограничений: так, проекция Гаусса-Крюгера имеет ограничение по широте и не подходит для картографирования полярных областей; проекция Меркатора из-за непостоянства масштабов на разных участках искажает площади отображаемых объектов. Таким образом, в бортовых ГИС целесообразно применять не те проекционные системы, в которых выпускается исходный картографический материал, а системы координат, обеспечивающие корректное отображение объектов на карте при полёте как в средних, так и в высоких широтах. Для решения указанных проблем предлагается реализовать в бортовой ГИС алгоритмы пересчёта координат в реальном времени в одну из таких систем.

Предлагаемая работа посвящена исследованию возможности применения ортодромической системы координат.

Ортодромическая система координат. Оси ортодромической системы координат образуются двумя взаимно перпендикулярными ортодромическими линиями – дугами, располагающимися в плоскостях, проходящих через центр земного шара [4].

Особенностью ортодромической системы является то, что вблизи условного экватора условные меридианы и параллели образуют практически прямоугольную сетку, что позволяет при незначительных отклонениях от ортодромии (например, в рамках области отображения на индикаторе) не учитывать сферичность Земли и при решении некоторых задач на электронной карте переходить от решения на сфере к решению на плоскости. Таким образом, при небольшом пространственном охвате ортодромическую систему координат можно рассматривать как декартову, а оси представить не дугами, а прямыми, пересекающимися под прямым углом.

Важным преимуществом этой системы является возможность применения во всех широтах. Следовательно, учитывая незначительные искажения объектов электронной карты вблизи условного экватора ортодромической системы, появляется возможность предоставить экипажу цифровую информацию о местности в районе полёта по маршруту в любой точке земного шара.

Преобразование координат из геодезической системы в ортодромическую выполняется в два этапа:

1. Задаётся частная ортодромия, начальное положение которой определяется геодезическими координатами B и L и совпадает с точкой исходного (либо текущего) пункта маршрута и направлением, которое ориентирует условный экватор. После этого вычисляется ортодромический полюс, необходимый для получения координат в ортодромической системе.

2. Осуществляется преобразование координат по следующей условной схеме:

$$(B, L) \rightarrow (\varphi, \lambda) \rightarrow (\Phi, \Lambda), \quad (1)$$

где B, L – широта и долгота в геодезической системе координат; φ, λ – широта и долгота в геоцентрической системе координат; Φ, Λ – широта и долгота в ортодромической системе координат.

Результаты визуализации электронных карт в исходной системе координат (прямой равноугольной поперечной цилиндрической проекции Гаусса-Крюгера) (слева), ортодромической системы координат (в центре) и совмещённые электронные карты (в проекции Гаусса-Крюгера и ортодромической системы координат) (справа) представлены на рисунке 1.

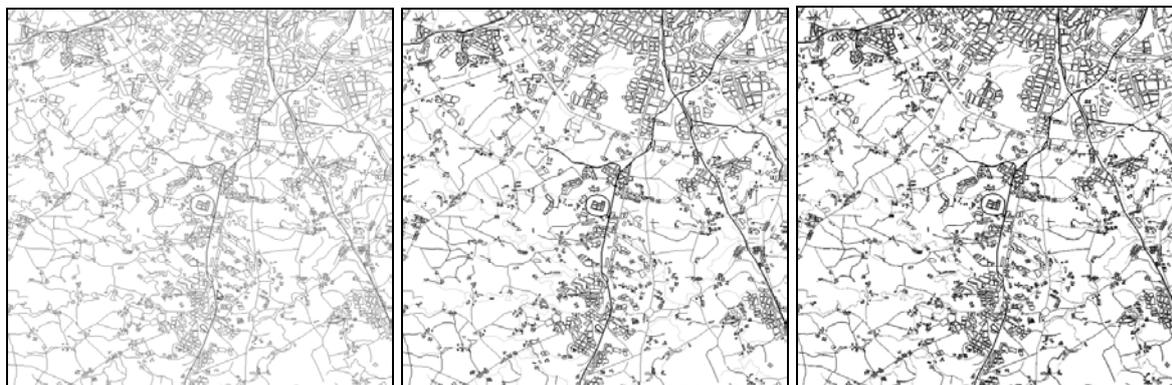


Рис. 1. Результаты визуализации электронных карт: проекция Гаусса-Крюгера (слева), ортодромическая система координат (в центре), совмещённое изображение (справа).

Оценка временных затрат, показывает, что преобразование из геодезической системы координат в ортодромическую выполняется в среднем в 1,5 – 2 раза быстрее, чем в систему координат Гаусса-Крюгера. Разница в координатах точек объектов карты достигает 0,5 – 60 м, что согласуется с точностью исходной цифровой карты. При этом искажения, полученные после преобразования в ортодромическую систему координат визуально практически неразличимы в сравнении с проекцией Гаусса-Крюгера.

Заключение. Показано, что применение ортодромической системы координат для задачи индикации является перспективным, так как преобразование в данную систему координат осуществляется быстрее, имея при этом незначительные отклонения координат точек объектов карты от исходных. Но необходима корректировка устоявшейся структуры бортовой базы данных цифровой информации о местности, а также задействование дополнительных вычислительных ресурсов на преобразование между системами координат. Предполагается, что дальнейшая работа будет направлена на оптимизацию алгоритмов пересчёта, уточнение структуры бортовой базы данных и исследование описанного в реферате подхода при переходе из средних широт к полярным областям в динамике.

ЛИТЕРАТУРА

1. Материалы Всероссийской научно-технической конференции. Сухомлинов Д.В., Патрикеев А.П., Малышкин К.В. Современные технологии при реализации геоинформационных задач на борту летательных аппаратов. Г. Москва, 2013, С. 220 – 224.
2. Материалы Всероссийской научно-технической конференции. Залучанов А.А., Ванюкова Д.И., Фисун И.Ю., Малышкин К.В., Соколов П.А. Анализ перспективных методов визуализации 2D и 3D изображений в бортовых картографических системах. Г. Москва, 2013, С. 183 – 189.
3. ГОСТ Р 51794-2008. Национальный стандарт Российской Федерации. Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. М.: Стандартинформ, 2009. 15 с.
4. Морозов В.П. Курс сферической геодезии. Изд. 2, перераб. и доп. М., Недра, 1979, 296 с.

Stepanov D.A., Malynkin K.V. (JSC SPA «Mobile Information Systems», Moscow). **Use of the orthodromic coordinate system in airborne geographic information systems.**

Abstract. The paper considers the possibility of using an orthodromic coordinate system in onboard geographic information systems (GIS) when visualizing an electronic map of the terrain to the crew. And also the results of visualization of electronic maps are presented, an assessment of the time spent on coordinate transformation and an assessment of linear distortions of electronic maps in the orthodromic coordinate system and the Gauss-Kruger projection is carried out.

УДК 681.51

Н. А. ЖИТНУХИН
(Санкт-Петербургский государственный университет)

ПРОГРАММНО-АППАРАТНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ С АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИЕЙ НА ОСНОВЕ ТРЕХУРОВНЕВОЙ АРХИТЕКТУРЫ

Рассмотрен алгоритм работы системы визуальной одометрии и автономной навигации квадрокоптера при использовании группы бортовых компьютеров. Приведены результаты апробации предложенных методов.

Введение. В настоящее время необходимость использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) возникает в различных сферах жизни. На сегодняшний день существующие системы автономной навигации, в подавляющем большинстве, используют для навигации сигналы спутниковых систем GPS/ГЛОНАСС. Однако такой способ не подходит для задач, когда получение сигнала от спутников затруднено, например, в помещениях или в лесу, кроме того, навигация с использованием спутниковых систем обладает значительными погрешностями. Для БПЛА целесообразно осуществлять навигацию с помощью камеры, установленной на борту. Проводить вычисление навигационных параметров удаленно очень ненадежно, поскольку обеспечение стабильности низкого времени отклика системы на управляющий сигнал может быть затруднено внешними помехами и требует дорогостоящего аппаратного обеспечения, а в случае сбоя связи велик риск того, что устройство потерпит крушение. Таким образом, вычисления необходимо проводить на бортовом компьютере, интегрированном в квадрокоптер. Это, в свою очередь, влечет за собой ужесточение требований к компьютеру в части энергопотребления, габаритных размеров и стоимости.

Целью настоящего исследования является реализация прототипа системы автономной навигации на основе стереозрения для беспилотного летательного аппарата. В качестве прототипа БПЛА выбран самостоятельно собранный квадрокоптер и на определенных этапах дополнительно использовался колесный роботизированный модуль.

Основой прототипа является собранный вручную на основе автопилота PX4 [1] квадрокоптер с установленной на борту микрокомпьютером Raspberry pi 4b [2]. Для обеспечения стереозрения выбраны камера Intel® RealSense™ Depth Camera D435 [3], содержащая микропроцессор, автоматически рассчитывающий карту глубин - расстояний до поверхностей объектов сцены.

Трехуровневая архитектура. Аппаратное обеспечение системы управления построено на основе трехуровневой архитектуры [4], которая строится по принципу разбиения алгоритмов управления на группу бортовых микрокомпьютеров. Такое разбиение основано на распределении элементов управления по принципу необходимости работы в режиме реального времени. В предлагаемой системе управление осуществляется группой из трех микрокомпьютеров: автопилотом Px4, который работает в режиме реального времени и отвечает за стабилизацию и удержание квадрокоптера в воздухе, а также перемещение в пространстве; микрокомпьютером Raspberry pi 4, который отвечает за сбор и комплексирование данных с различных датчиков, формирование и отправку новых миссий автопилота; графическим процессором Intel, который отвечает за обработку данных со стереокамер. Микрокомпьютеры соединены между собой посредством интерфейса стандарта RS-232.

Алгоритм одновременной локализации и построения карты. Далее представлены шаги используемого алгоритма визуальной одометрии.

Калибровка камеры. Для корректной работы с изображениями необходимо избавиться от дисторсии - аберрации оптической системы, при которой коэффициент линейного увеличения изменяется по мере удаления отображаемых предметов от оптической оси.

Калибровка производится по стандартному алгоритму, встроенному в прошивку камеры, так же возможна калибровка с помощью библиотеки OpenCV (Open Source Computer Vision Library) [5].

Научный руководитель: к.ф.-м.н, преподаватель кафедры, директор НОЦ Амелин К.С.

Построение карты глубин. Карта глубин представляет собой изображение, которое содержит информацию о расстояниях до поверхностей объектов сцены с точки зрения камеры. Она строится на основе данных с лидара, встроенного в камеру.

Поиск особых точек. С помощью алгоритма Features from accelerated segment test на изображении выявляются особые точки – пиксели, окрестность которых уникальна и существенным образом выделяется на изображении. После фильтрации и дополнительной обработки массива описанных выше точек проводится триангуляция на основе расстояния до них, позволяющая определить местоположение БПЛА в окружающем пространстве относительно начальной точки (обычно точки взлета).

Оценка смещения камеры. На основе данных о перемещении особых точек с помощью алгоритма Direct linear transformation, решающего систему линейных уравнений и оптимизацию Левенберга-Марквардта, вычисляются вектор смещения t и матрица вращения r :

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{00} & r_{01} & r_{02} & t_x \\ r_{10} & r_{11} & r_{12} & t_y \\ r_{20} & r_{21} & r_{22} & t_z \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ 1 \end{bmatrix},$$

где X, Y, Z – координаты особой точки в системе координат камеры, U, V, W – координаты точки в мировой системе координат (т.е. относительно положения камеры в момент начала движения).

Движение по маршруту. На основе информации, полученной из облака особых точек, при помощи волнового алгоритма [6] строится маршрут до целевой точки так, чтобы на прямой между промежуточными точками не было препятствий. Вектор перемещения до следующей точки маршрута отправляется в контроллер автопилота, после чего БПЛА начинает движение в заданном направлении постоянно обновляя вектор направления.

Также тестируется альтернативный метод управления, основанный на алгоритме машинного обучения Q-learning. Использование этого метода позволит снизить нагрузку на процессор. Обучение проходит в специально созданной физической симуляции [7].

Результаты. Апробация предложенного алгоритма произведена в два этапа – с помощью колесного робота и квадрокоптера. По результатам испытаний предложены некоторые методы увеличения производительности или улучшения качества работы системы, в том числе:

- Увеличение количества кадров в секунду, захватываемых камерой с 30 до 60. Даже при снижении разрешения, это изменение в виду уменьшения выдержки значительно повышает четкость изображения, что позволяет получать меньше смазанных кадров при повороте.
- Разгон процессора бортового компьютера до 2 ГГц позволил увеличить производительность процессора примерно на 30%, количество обрабатываемых кадров в секунду при этом выросло примерно на 22%.
- Ограничение количества детектируемых особых точек позволяет быстрее производить их анализ. Опытным путем установлено, что при детектировании более, чем 500 особых точек на каждом снимке, затраты процессора на их сравнение начинают превосходить затраты на их поиск. Стоит отметить, что затраты на сравнение экспоненциально растут при росте количества точек.
- Отслеживание уже найденных на предыдущем кадре особых точек ускоряет процесс детектирования и сравнения. При стабильном положении камеры и отсутствии изменений освещения удается отследить перемещение до 90% точек, в обычных условиях – около 10%.
- Предварительная обработка изображения положительно влияет на качество и количество особых точек.

В совокупности эти методы улучшили точность позиционирования более чем на 50% (приведена грубая оценка ввиду отсутствия эталонных данных о положении объекта для сравнения с результатами работы системы).

Заключение. В результате выполненной работы получен программно-аппаратный прототип системы управления квадрокоптером с автономной навигацией на основе данных со стереокамеры, учитывающий ограничения бортовых вычислительных систем на основе трехуровневой системы. Трехуровневая архитектура бортового компьютера позволяет параллельно осуществлять управление положением квадрокоптера в пространстве, сбор и комплексирование данных с датчиков и обработку данных со стереокамер. Выявлены и применены некоторые методы увеличения производительности или улучшения качества работы системы.

В дальнейшем планируется продолжение оптимизации алгоритма для улучшения качества и увеличения надежности работы системы.

Работа выполнена в рамках проекта

«Искусственный интеллект и наука о данных: теория, технология, отраслевые и междисциплинарные исследования и приложения» по государственному заданию СПбГУ».

ЛИТЕРАТУРА

1. PX4 <https://px4.io/>
2. Raspberry pi 4b <https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-4-model-b/>
3. The Intel® RealSense™ Depth Camera D435 <https://www.intelrealsense.com/depth-camera-d435/>
4. К.С. Амелин Технология программирования легкого БПЛА для мобильной группы // Стохастическая оптимизация в информатике, выпуск 7, 2011, С.93-115.
5. OpenCV library; <http://code.opencv.org>
6. Jeffrey H. Hoel. 1976. Some Variations of Lee's Algorithm. IEEE Trans. Comput. 25, 1 (January 1976), 19–24. DOI:<https://doi.org/10.1109/TC.1976.5009200>
7. Кияев В.И., Дятлов К.А. Использование IoT-технологий для мониторинговых систем в хозяйственной деятельности // Гипотеза. №2(11). – СПб.: Изд-во СПбГЭУ. 2020. – С. 17-25

N.A.Zhitnuhin (SPbSU, St. Petersburg). **Software and hardware implementation of a quadcopter control system with autonomous navigation based on three-level architecture**

Abstract. The algorithm of the system of visual odometry and autonomous navigation of a quadcopter using a group of on-board computers is reviewed. The results of testing the proposed methods are presented.

УДК 004.3

А. А. ПУСТОВОЙТОВА, Д. М. СОБОЛЕВ, М. Н. ГРЕЧУХИН
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)

АППАРАТНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В АВТОМОБИЛЬНОМ РАДАРЕ

Предлагается вариант аппаратной реализации первичной обработки сигналов в составе цифрового вычислителя автомобильного радара диапазона 76 – 77 ГГц. Рассмотрены модули, входящие в состав аппаратуры первичной обработки сигналов радара, исполняемые на вычислительной платформе Cyclone 10 LP, а также алгоритмы реализации модуля «Амплитудный детектор».

Введение. Автомобильный радар обеспечивает распознавание целей в условиях недостаточной видимости, считывая и анализируя отражения радиоволн от объектов. Информация, полученная с радарной решетки, обрабатывается блоками первичной и вторичной обработки сигналов. Первичная обработка реализуется аппаратно и является ключевым этапом анализа, отвечает за фильтрацию и подготовку информации для вторичной обработки, в рамках которой программно реализуются алгоритмы принятия решений о том, что делать транспортному средству, например, затормозить или продолжить движение.

В работе представлена структура и аппаратная реализация блока первичной обработки сигналов и направлена на продвижение разработок, в том числе отечественных, в области автомобильной навигации, помощи водителю и обеспечения его безопасности.

Постановка задачи. Выбрать структуру аппаратной части блока первичной обработки сигналов автомобильного радара. Реализовать заданные алгоритмы модуля «Амплитудный детектор», выбрать решение, характеризующееся наименьшими затратами и наибольшим быстродействием.

Первичная обработка данных радара. Канал первичной обработки данных радара Обзор-77 (АО «ПКК Миландр») [1, 2] состоит из следующих компонентов (рисунок 1):

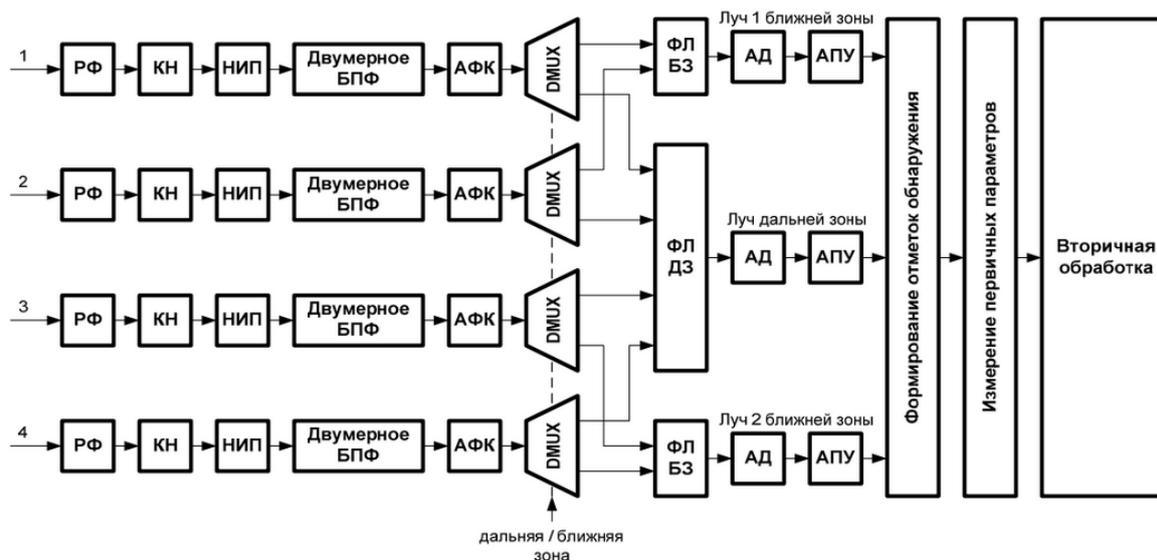


Рис. 1. Структура канала первичной обработки данных

- режекторный фильтр (РФ), реализующий фильтрацию набора цифровых отсчетов, поступающих на вход тракта первичной обработки сигнала из аналого-цифрового преобразователя;
- модуль компенсации нелинейности (КН);

Научный руководитель: к.т.н., доцент Буренева О.И.

- модуль подавления несинхронной импульсной помехи (НИП), выполняющий коррекцию отсчетов, значительно отличающихся по амплитуде;
- модуль быстрого преобразования Фурье (БПФ), осуществляющий преобразование сигнала из временной последовательности импульсов в эквивалентное спектральное (частотное) представление сигнала;
- модуль амплитудно-фазовой коррекции (АФК), обеспечивающий компенсацию амплитудных и фазовых погрешностей в каналах антенной решетки, вызванных особенностями аналоговых приемных трактов;
- модули формирования лучей (ФЛ) ближней и дальней зоны, формирующие заданное число лучей в различных направлениях;
- блок амплитудного детектора (АД), реализующий объединение данных двух квадратурных каналов;
- модуль адаптивного порогового устройства (АПУ), реализующий алгоритм рангового вычисления порога и производящий сравнение с полученным порогом текущих отсчетов.

Информация поступает параллельно по 4 каналам.

Дополнительно в процессе первичной обработки сигналов используются блоки памяти для хранения промежуточных результатов, накапливающихся в процессе работы модулей.

Основные затраты, в частности, временные характеристики тракта первичной обработки данных во многом определяются скоростью выполнения сложных арифметических операций, таких как извлечение квадратного корня, умножение и деление.

Рассмотрим подробнее алгоритмы, требуемые для операции извлечения корня, на примере модуля амплитудного детектора. Амплитудный детектор производит вычисление модуля квадратурного сигнала $S(n)$ путем извлечения квадратного корня из суммы квадратов вещественной $x_R(n)$ и мнимой $x_I(n)$ частей отсчетов по формуле:

$$S(n) = \sqrt{x_R(n)^2 + x_I(n)^2}, \quad (1)$$

где: $S(n)$ – квадратурный сигнал, $x_R(n)$ – вещественная часть, $x_I(n)$ – мнимая часть.

Первый путь создания амплитудного детектора связан с использованием алгоритма цифрового вычисления поворота системы координат (CORDIC) [3] и соответствующего типового IP ядра, поставляемого в составе системы автоматизированного проектирования (САПР) Quartus Prime [4]. В результате работы ядра может быть рассчитан модуль и угол вектора на комплексной плоскости, необходимые для реализации амплитудного детектора.

Также амплитудный детектор может быть построен с использованием операций умножения и извлечения квадратного корня, для чего потребуются два умножителя, сумматор и устройство для извлечения квадратного корня.

Анализ вариантов реализации показал, что наиболее подходящей вычислительной платформой для первичной обработки являются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), так как в структуре ПЛИС используются аппаратные решения (встроенные умножители, логические ячейки, работающие в арифметическом режиме и др.), позволяющие существенно ускорить вычислительную обработку алгоритмов. Их использование позволяет достичь высокого уровня параллелизма и, как следствие, максимальной производительности. Для аппаратной реализации тракта первичной обработки была выбрана ПЛИС семейства Cyclone 10 LP.

Аппаратная реализация алгоритмов первичной обработки сигналов осуществлена в среде Quartus Prime Lite Edition компании Intel на языках VerilogHDL, SystemVerilog, VHDL. Модельные эксперименты выполнялись с использованием ModelSim-Altera. Тестирование проводилось на отладочной плате Intel® Cyclone® 10 LP FPGA Evaluation Kit. с микросхемой Cyclone 10 LP и непосредственно на экспериментальном образце радара.

По результатам экспериментов для реализации амплитудного детектора выбрано решение, предполагающее выполнение операций умножения и извлечения квадратного корня, так как оно характеризуется меньшими аппаратными затратами и лучшим быстродействием.

Для проведения тестирования были дополнительно разработаны и отлажены модули сопряжения. Они использовались для получения тестовых наборов данных от компьютера и передачи результатов обработки в процессоры цифровой обработки сигналов, установленные на плате

цифрового вычислителя радара, для последующей вторичной обработки. Прием и отправка тестовых данных осуществляется через клиент-сервер, реализованный на языке С.

Заключение. Приведено описание варианта аппаратной реализации первичной обработки сигналов в составе цифрового вычислителя автомобильного радара диапазона 76 – 77 ГГц. Рассмотрены модули, входящие в состав блока первичной обработки сигналов радара. Выбрана вычислительная платформа — ПЛИС Cyclone 10 LP. Отдельно рассмотрены алгоритмы реализации модуля «Амплитудный детектор». Описаны средства, используемые при разработке аппаратного обеспечения для выбранной целевой платформы. В дальнейшем планируется реализовать остальные модули блока первичной обработки сигналов.

Работа выполнена в СПбГЭТУ «ЛЭТИ» при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках Соглашения № 075-11-2019-053 от 20.11.2019 г. (на основании постановления Правительства Российской Федерации от 9 апреля 2010 г. № 218) по теме: «Создание отечественного высокотехнологичного производства систем безопасности автотранспорта на основе блока управления и интеллектуальных датчиков, включающих миллиметровые радары диапазона 76 – 77 ГГц».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ю. Мякочин, М. Бирюков** / Миллиметровые радары АО «ПКК Миландр» для применения на автотранспорте и в системах безопасности // *Электроника: наука, технология, бизнес*. 2019. №8. С. 90–95.
2. **Ю. Мякочин, М. Бирюков** / Автомобильные радары частотных диапазонов 24 и 77 ГГц // *Электроника: наука, технология, бизнес*. 2018. №8. С. 84–88.
3. **Andraka R** / A survey of CORDIC algorithms for FPGA based computers. *Proceedings of the 6th ACM/SIGDA International Symposium on Field Programmable Gate Arrays (FPGA '98)*. 1998. P 191–200.
4. Intel ALTERA CORDIC IP Core User Guide UG - 20017 2017.05.08: https://www.intel.com/content/dam/www/programmable/us/en/pdfs/literature/ug/ug_cordic.pdf

A. A. Pustovoitova, D. M. Sobolev, M. N. Grechukhin (Saint Petersburg Electrotechnical University «LETU») **Hardware implementation of primary signal processing in the automotive radar**

Abstract. A variant of the hardware implementation of the primary signal processing as a part of a digital computer for an automobile radar in the 76 - 77 GHz range is proposed. The modules, which are part of the equipment for the primary processing of radar signals, executed on the Cyclone 10 LP computing platform, as well as the algorithms for the implementation of the "Amplitude detector" module.

УДК 519.712

И. А. ЛЕНЬ

(Санкт-Петербургский государственный университет)

МОДИФИКАЦИЯ МЕТОДА ЗНАКО-ВОЗМУЩЕННЫХ СУММ ДЛЯ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ

В работе рассмотрен метод знако-возмущенных сумм и его модификация для проведения параллельных вычислений. Осуществлено сравнение времени работы линейной и параллельной реализации метода для решения задач большой размерности.

Введение. Машинное обучение, адаптивное управление, фильтрация шумов, выявление неявных характеристик систем по результатам экспериментов являются актуальными задачами в современной науке [1, 2, 3]. Реальные процессы моделируются с помощью математических моделей (зачастую грубых), в которые закладываются помехи, потенциальные внешние возмущения системы. Однако не всегда можно заранее однозначно предсказать, какого рода (гауссовские, пуассоновские, иные) будут шумы в системе. Задачи такого типа решают с помощью переформулировки в терминах стохастической оптимизации.

В настоящее время активно развиваются рандомизированные методы решения задач оптимизации [4, 5, 6]. Такие алгоритмы позволяют с помощью случайного выбора параметров получить хороший результат с некой вероятностью для переборных задач. Также рандомизация наблюдаемых процессов позволяет минимизировать влияние систематических погрешностей на полученный результат.

При оценке неизвестных параметров в случае статистических неопределенностей чаще всего используют подходы на основе оптимизации некоего функционала среднего риска (например, минимизация математического ожидания квадрата отклонения измеренной величины от ее истинного значения) [7, 8]. Если количество наблюдений достаточно большое, то можно применять метод наименьших квадратов. Однако, если нет возможности провести достаточное количество экспериментов, использование традиционных подходов может дать недостаточно точные результаты, поэтому необходимо разрабатывать методы, которые могут оценить параметры при небольшом количестве наблюдаемых данных.

Метод знако-возмущенных сумм (Sign Perturbed Sums, SPS) позволяет по малому числу наблюдений получить доверительный интервал для оцениваемого параметра с большой степенью достоверности. Этот метод впервые был сформулирован для линейного случая в статье Б.Касаи, М. Кампи и Э.Вейера[9].

Малое количество наблюдений может быть обусловлено большим объемом данных для одного измерения. Например, современные устройства позволяют снимать изображения с разрешением до 4000x2000 пикселей с глубиной цвета 12 бит. Для получения качественного изображения при плохих условиях съемки одной фотографии может быть недостаточно, а обработка такого большого количества пикселей может быть долгой. Это обуславливает актуальность задачи модификации алгоритма в сторону распараллеливания обработки данных. Целью настоящей работы является разработка способа повышения скорости вычислений методом знако-возмущенных сумм.

Метод знако-возмущенных сумм для линейной модели наблюдений. Рассмотрим следующую модель наблюдений с помехами:

$$y_t = x + v_t, \quad (1)$$

где: y_t – наблюдаемое значение; x – искомое значение; v_t – помехи наблюдений (симметричные); $t \in 1..T$ – номер наблюдения; T – количество наблюдений.

Метод знако-возмущенных сумм состоит из двух этапов: инициализация параметров и формирование доверительного множества. На первом этапе задается доверительная вероятность p

Научный руководитель: д.ф.-м.н., профессор Граничин О.Н.

через параметры M и q , а также генерируются случайные величины $\beta_{i,t}$ для построения разных вариантов возмущений системы. Параметр M отвечает за количество генерируемых возмущенных сумм, на текущем этапе исследований он подбирается эмпирически в зависимости от количества наблюдений. В зависимости от значения M и требуемого значения доверительной вероятности p подбирается значение для q . На втором этапе применяется операция $SPS_indicator(\theta)$ для потенциальных значений интервала θ (в общем случае $\theta \in \mathbb{R}^d$, где d – размерность пространства).

I Инициализация параметров.

1. Выбрать значение параметров алгоритма M и q такие, что $M > q > 0$. Доверительная вероятность p задается с помощью значений M и q следующим образом: $p = 1 - q / M$.
2. Сгенерировать $(M - 1)T$ одинаково распределенных независимых бернуллиевских случайных величин $\beta_{i,t} = \pm 1$ таких, что вероятность, что значение $\beta_{i,t} = 1$ или $\beta_{i,t} = -1$ одинаковая и равна 0.5 для $t \in 1..T$ и $i \in 1..M - 1$.

II Формирование доверительного множества. Доверительное множество строится с помощью функции $SPS_indicator(\theta)$ для всех потенциальных значений θ . Если для некоего θ функция вернула *True*, то это значение попадает в доверительное множество, иначе – нет.

Алгоритм работы функции $SPS_indicator(\theta)$:

1. Для полученного значения θ рассчитать значение невязок $\delta_t(\theta) = y_t - \theta, t \in 1..T$.
2. Вычислить сумму всех невязок $H_0(\theta)$, взвешенную сумму всех невязок $H_i(\theta)$ – с весами $\beta_{i,t}$ из первого этапа, $i \in 1..M - 1$:

$$H_0(\theta) = \sum_{t=1}^T \delta_t(\theta), \tag{2}$$

$$H_i(\theta) = \sum_{t=1}^T \beta_{i,t} \delta_t(\theta). \tag{3}$$

3. Возвести в квадрат полученные значения $H_i(\theta), i \in 0..M - 1$ и отсортировать их по возрастанию. Обозначим позицию $H_0^2(\theta)$ в этом упорядоченном множестве как $R(\theta)$.
4. Вернуть *True*, если $R(\theta) \leq M - q$, иначе – *False*.

В текущей реализации алгоритма операции в пункте 3 являются наиболее затратными по времени, так как необходимо провести сортировку M значений, а потом найти в отсортированном массиве позицию $H_0^2(\theta)$. В самом плохом случае необходимо сделать $M^2 + M$ операций для каждого проверяемого значения θ . Встает вопрос о распараллеливании вычислений, так как проверять потенциальные значения θ можно независимо друг от друга. Графические ускорители позволяют обрабатывать параллельно большие объемы данных. Ускорители лучше всего работают с матричными операциями, однако скорость обработки логических операций (сортировка, сравнение) остается не очень высокой. Следовательно, можно этап формирования доверительного множества преобразовать в матричный вид, при этом по возможности минимизировав количество логических операций.

Возьмем для простоты случай, когда значения θ ограничены и дискретны. Например, $\theta \in 0..K$. Тогда этап формирования доверительного интервала выглядит следующим образом:

1. Построить матрицу невязок (размерности $N \times K$):

$$\delta = \begin{pmatrix} 0 & \dots & K \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & K \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} y_0 & \dots & y_0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ y_T & \dots & y_T \end{pmatrix}. \tag{4}$$

2. Сформировать матрицу β (размерности $M \times N$), которая выглядит следующим образом: первая строка состоит только из 1, а последующие из сгенерированных $\beta_{i,t}$:

$$\beta = \begin{pmatrix} 1 & \dots & 1 \\ \pm 1 & \dots & \pm 1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \pm 1 & \dots & \pm 1 \end{pmatrix}. \tag{5}$$

3. Перемножить матрицы β и δ и возвести в квадрат каждый элемент получившейся матрицы. Обозначим ее как res , она представляет собой матрицу из $H_i^2(\theta), \theta \in 0..K, i \in 0..M-1$, т.е.

$$res = \begin{pmatrix} H_0^2(0) & H_0^2(1) & \dots & H_0^2(K) \\ H_1^2(0) & H_1^2(1) & \dots & H_1^2(K) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{M-1}^2(0) & H_{M-1}^2(1) & \dots & H_{M-1}^2(K) \end{pmatrix}. \quad (6)$$

4. Вычесть первую строку матрицы res из всех строк этой матрицы.
5. По полученной на предыдущем шаге матрице, построить матрицу знаков.
6. Посчитать сумму элементов вдоль столбца.
7. Если сумма на позиции h меньше, чем $2 \cdot q - M$, то номер позиции попадает в доверительное множество, иначе – нет.

Если в предыдущей реализации в самом плохом случае было необходимо провести $\theta(M^2 + M)$ операций сравнения, то в матричном виде количество сравнений сократилось до θ операций.

Моделирование. Метод знако-возмущенных сумм реализован с помощью библиотек NumPy и PyTorch для Python 3 с использованием графической карты nVidia GeForce GTX 1050TI. Пусть $T = 15, M = 200, q = 10$, тогда доверительная вероятность p равна 0.95. Эксперимент с такими параметрами проводился для миллиона наборов испытаний по T наблюдений и разных значений K (количество проверяемых значений, $\theta \in 0..K$). В таблице 1 приведены результаты работы алгоритма, из которых можно сделать вывод, что вычислительная скорость алгоритма возрастает более, чем в 50-100 раз при параллельной реализации алгоритма. Однако она имеет насыщение, то есть скорость расчетов не увеличится при уменьшении размера матрицы для вычислений. При $K = 100$ скорость расчетов на графической карте ниже всего, так как накладные расходы на распараллеливание процесса превышают преимущество от распараллеливания.

Т а б л и ц а 1

Результаты работы алгоритма

К	Линейная реализация	Параллельная реализация	Ускорение
4000	≈ 12 (ит/с)	≈ 2500 (ит/с)	≈ 208 раз
2000	≈ 46 (ит/с)	≈ 4000 (ит/с)	≈ 87 раз
1000	≈ 97 (ит/с)	≈ 5800 (ит/с)	≈ 60 раз
500	≈ 170 (ит/с)	≈ 5800 (ит/с)	≈ 34 раза
250	≈ 330 (ит/с)	≈ 5800 (ит/с)	≈ 18 раз
100	≈ 620 (ит/с)	≈ 1000 (ит/с)	≈ 1,6 раза

Заключение. Модификация алгоритма знако-возмущенных сумм для работы на графическом процессоре позволила увеличить скорость вычислений до 200 раз. Такой эффект получен за счет уменьшения количества сравнений и приведения всех вычислений к матричным, которые эффективно реализованы в PyTorch для работы на графическом ускорителе.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Вапник В.Н.** Восстановление зависимостей по эмпирическим данным. М.: Наука, 1979. 448 с.
2. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.1. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2010. 509 с.
3. **Волкова М. В., Граничин О. Н.** Минимизация функционала типа среднего риска на основе конечного (возможно малого) набора экспериментальных данных *Стохастическая оптимизация в информатике*. 2018. Т. 13, Вып. 2. С. 3–35.
4. **Schweppe F.C.** Uncertain Dynamic Systems. *New York London: Prentice-Hall*. 1973. 563p.
5. **Calaore G., Polyak В.Т.** Stochastic algorithms for exact and approximate feasibility of robust LMIs. *IEEE Trans. Autom. Control*. 2001. Vol.46. P.1755–1759.

6. **Tempo R., Calaore G.,** Dabbene F. Randomized Algorithms for Analysis and Control of Uncertain Systems: with Applications. *New York: Springer-Verlag.* 2013. 337 p.
7. **Kushner H. J., Yin G.G.** Stochastic Approximation Algorithms and Applications. *New York. Springer-Verlag.* 2003. 497 p.
8. **Granichin O., Volkovich V., Toledano-Kitai D.** Randomized Algorithms in Automatic Control and Data Mining. *Springer-Verlag: Heidelberg New York Dordrecht London.* 2015. 251 p.
9. **Csaji B., Campi M. C., Weyer E.** Sign-perturbed sums: A new system identification approach for constructing exact non-asymptotic confidence regions in linear regression models. *IEEE Trans. on Signal Processing.* 2015. Vol.63, №1. P. 169–181.
10. **Волкова М.В., Граничин О.Н., Волков Г.А., Петров Ю.В.** О возможности применения метода знако-возмущенных сумм для обработки результатов динамических испытаний. *Вестник СПбГУ.* 2018. Сер. 1. Том 63. Вып.1. С. 30–40.

I.A. Len (Saint Petersburg State University, Saint Petersburg). **Parallel modification of Sign-Perturbed Sums Algorithm.**

Abstract. The paper considers the method of sign-perturbed sums. A comparison of the operating time of the algorithm for solving problems of large dimension was made

УДК 65.012.122

Ю.М. СКОРОДУМОВ, А.М. ГРУЗЛИКОВ
(АО Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)**МЕТОД РОЯ ЧАСТИЦ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ЗАДАНИЙ
В РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИСТЕМАХ**

Предложен метод роя частиц для задачи дискретной оптимизации. Исследуется эффективность на примере решения задачи поточного планирования заданий в распределенных системах, которая предполагает поиск наилучшего упорядочивания по критерию минимума общей длительности выполнения заданий. Проведено сравнение полученных оценок эффективности метода роя с полиномиальными алгоритмами планирования.

Введение. В докладе обсуждается вопрос организации вычислений, известной под названием задача поточного планирования (анг. – permutation flowshop scheduling) (PFS) и характерной для многоканальных распределенных систем обработки информации в реальном времени [1]. Под планированием понимается определение очередности выполнения заданий в соответствии с заданным критерием, например по минимуму общего времени выполнения заданий.

Известно [1], что PFS задача является NP-трудной, поэтому для её решения используются различные эвристики и метаэвристики [2]. Под метаэвристиками принято понимать общие схемы построения эвристических алгоритмов, сочетающие в себе элементы рандомизации, самообучения, элементы поиска и механизмы управления. Примером метаэвристики, является и предложенный в 1995 году Дж. Кеннеди и Р. Эберхартом алгоритм оптимизации непрерывных нелинейных функций - метод роя частиц (анг. - Particle Swarm Optimization) (PSO) [3]. Поскольку предложенный метод PSO оперирует движением частиц в непрерывном пространстве целевой функции, для задач дискретной оптимизации метод напрямую не применим, ввиду неопределенности понятия скорости движения частицы в дискретном пространстве.

В настоящем докладе предложен метод PSO применительно к задаче дискретной оптимизации – задаче поточного планирования. Получены оценки эффективности метода в зависимости от настраиваемых параметров метода. Проведено сравнение с полиномиальными алгоритмами планирования, такими как НЕН, CDS и РКС [4–7]. Для сравнения алгоритмов использовался эталонный набор тестовых заданий, у которых выполнение операций на машинах задаётся простой последовательностью, т.е. задач конвейерного типа [8].

Постановка задачи поточного планирования. Введём следующие обозначения: $J = \{J_i \mid i = 1, \dots, n\}$ - множество заданий; $M = \{M_k \mid k = 1, \dots, m\}$ - множество процессоров; $t_{i,k}$ - длительность выполнения задания $i \in J$ на процессоре $k \in M$ (считаем, что задания J выполняются на множестве процессоров M с сохранением последовательности, т.е. порядок выполнения заданий на процессоре 1 совпадает с порядком выполнения заданий на процессоре 2 и т.д.). Тогда:

$$C(\pi_1, 1) = t_{\pi_1, 1},$$

$$C(\pi_i, 1) = C(\pi_{i-1}, 1) + t_{\pi_i, 1}, \quad i = 2, \dots, n,$$

$$C(\pi_1, k) = C(\pi_1, k-1) + t_{\pi_1, k}, \quad k = 2, \dots, m,$$

$$C(\pi_i, k) = \max\{C(\pi_{i-1}, k), C(\pi_i, k-1)\} + t_{\pi_i, k}, \quad i = 2, \dots, n; k = 2, \dots, m,$$

$$C_{\max}(\pi) = C(\pi_n, m),$$

где $\pi = \{\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_n\}$ - перестановка, которая определяет порядок выполнения заданий на процессорах M , $C(\pi_i, k)$ - время завершения выполнения задания $i \in J$ на процессоре $k \in M$, $C_{\max}(\pi)$ - время завершения выполнения последнего задания.

Цель, найти такую перестановку π^* из множества Π всех возможных перестановок заданных J , при которой: $C_{\max}(\pi^*) \leq C_{\max}(\pi) \quad \forall \pi \in \Pi$.

Метод роя частиц. PSO был изначально разработан для моделирования социального поведения и основан на поведении стаи птиц [3]. Модель, описывающая принятие решений частицами в рое оказалась простым и эффективным способом оптимизации. Рой состоит из определенного количества частиц. Индивидуальная память о прошлом опыте сохраняет знания о том, где в поисковой области он проявил себя лучше всего. На каждой итерации все частицы перемещаются в N -мерном пространстве целевой функции в соответствии с взаимодействием между частицами и опытом группы, чтобы найти глобальный оптимум. Скорость и положение i -частицы на $k+1$ шаге итерации определим как:

$$\begin{aligned} v_{k+1}^i &= w \cdot v_k^i + c_1 \cdot r_1 \cdot (p_k^i - x_k^i) + c_2 \cdot r_2 \cdot (p_k^g - x_k^i) \\ x_{k+1}^i &= x_k^i + v_{k+1}^i \end{aligned}$$

где v, x – скорость и положение частицы; $r_1, r_2 \in [0, 1]$ – случайные значения определяющие направление случайного поиска; c_1, c_2 – коэффициенты когнитивного и социального поведения частицы; w – коэффициент инерции; p_k^i – локальное наилучшее положение частицы и p_k^g – лучшая позиция по данным всех части за всё время.

Метод роя частиц для задачи дискретной оптимизации. Пусть X - множество всех возможных положений частиц в области определения целевой функции, тогда $\forall x^i \in X$, $x^i = (x^i(1), x^i(2), \dots, x^i(n))$ - которое соответствует некоторой перестановки $\pi \in \Pi$.

Определим функцию расстояния $h(x^i, x^j)$, которая определяет число перестановок для перемещения из точки x^i в x^j . Тогда, для $\forall x^i \in X$ можно определить множество «соседей», которое находится на расстоянии не более чем s перестановок от x^i :

$$N_i(x^i, s) = \{x^j \mid x^j \in X, h_{ij}(x^i, x^j) \leq s\}$$

Определим, оператор перестановки \oplus на положение частицы x^i , например применение оператора из двух последовательных перестановок на положение частицы в точке $x^i = (5, 3, 1, 6, 4, 2)$ будет:

$$(5, 3, 1, 6, 4, 2) \oplus \{(1, 3), (5, 2)\} = (1, 4, 5, 6, 3, 2).$$

Тогда, положение частицы в соответствии с PSO для задачи дискретной оптимизации можно записать как: $x_{k+1}^i = x_k^i \oplus SS$,

где $SS = (SO_1(x_k^i, p_k^i), SO_2(x_k^i, p_k^g))$ - определяет последовательность применения перестановок для положения частицы x_k^i , $SO_1, SO_2: x^i \rightarrow x^j, x^j \in N(x_i, s)$ - оператор изменяющий положение x^i в заданном направлении на определённую дистанцию s . Дистанция и направление перемещения соответствуют коэффициентам когнитивного и социального поведения частицы с учётом случайного поиска по аналогии с PSO при непрерывном пространстве поиска.

Оценка эффективности (результаты моделирования). Выбор тестовых примеров для проверки эвристических алгоритмов, как правило, осуществляется субъективно. Традиционно для сравнения алгоритмов потокового планирования заданий используются тесты [8], предложенные Тейлардом в 1989 г. для заданий конвейерного типа.

Для сравнения метода PSO с полиномиальными алгоритмами NEH, CDS и РКС фиксировались значения: минимальный результат при работе полиномиальных алгоритмов; суммарное время работы полиномиальных алгоритмов.

По результату моделирования, показано, что метод PSO в среднем проигрывает полиномиальным алгоритмам не более 2-3%. Но, выигрывает по времени выполнения не менее 5%.

Заключение. Полученные результаты моделирования показали, что метод роя частиц для задачи планирования заданий распределенной системы проигрывает по значению эффективности полиномиальным алгоритмам (НЕН, CDS, РКС), но выигрывает по времени выполнения.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 19-08-00052а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Конвей Р.В., Максвелл В.А., Миллер Л.В.** Теория расписаний. – М.: Наука, 1975. – 359 с.
2. **Gandomi A.H., Yang X.S., Talatahari S., Alavi, A.H.** (Eds.) Metaheuristic Algorithms in Modeling and Optimization. In Metaheuristic Applications in Structures and Infrastructures; Elsevier: Amsterdam, The Netherlands, 2013; pp. 1–24.
3. **Kennedy J, Eberhart K.** Particle Swarm Optimization, Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks, pp. 1942-1948, 27th November-1 December, 1995.
4. **Nawaz M, Ensco Jr. EE, Ham I.** A Heuristic Algorithm for the m-Machine, n-Job Flow-shop Sequencing Problem // Omega – International Journal of Management Science, 1983. - №11: 91-95.
5. **В.И. Левин, И.Ю. Мирецкий,** Оптимальное планирование работ в конвейерных системах, Автомат. и телемех. 1996, №6, 3-30.
6. **Gruzlikov A. M., Kolesov N. V., Skorodumov Iu. M., Tolmacheva M. V.** Using solvable classes in flowshop scheduling // Int J. Adv. Manuf. Technol. (2017) 88:1535–1546.
7. **Johnson, S.** Optimal two- and three-stage production schedules with setup times included. Naval Research Logistics Quarterly, 1(1):61-68, 1954.
8. **Taillard, E.** Benchmarks for basic scheduling problems, EJOR 64(2): 278-285, 1993.

Yu.M. Skorodumov, A.M. Gruzlikov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg, Russia). **PSO flow shop scheduling algorithm for distributed systems**

Abstract. A particle swarm optimization method is proposed for the discrete optimization problem. The efficiency is investigated by the example of solving the task of flow shop scheduling in distributed systems, which involves finding the best ordering by the criterion of the minimum total duration of task execution. The obtained estimates of the efficiency of the swarm method are compared with polynomial planning algorithms.

УДК 621.396.

Е.Г. ЛИТУНЕНКО, Д.Ю. ПОЛЯКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

Р.Л. КРЮЧКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина))

ПРИНЦИПЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АБОНЕНТОВ ГИДРОАКУСТИЧЕСКОЙ СЕТИ

Описаны принципы взаимодействия абонентов подводной гидроакустической сети, состоящей из необитаемых подводных аппаратов и/или дрейфующих буев. Рассмотрена организация информационного взаимодействия абонентов сети в части маршрутизации, и приведены результаты программной имитации сети, состоящей из дрейфующих буев.

Введение. В настоящее время идет активное освоение морских ресурсов, что требует создания нового оборудования и технологий. В связи с этим активное развитие получили технологии разработки необитаемых подводных аппаратов как автономных, так и буксируемых и телеуправляемых. К числу наиболее актуальных сфер применения таких аппаратов относят обзорно-поисковые и геологоразведочные работы, подледные и океанографические исследование и другие. [1, 2] Однако решение этих и других задач зачастую требует группового применения аппаратов и/или использования дополнительных приборов, например, донных или дрейфующих буев для уточнения координат подводного аппарата или сбора и ретрансляции данных. Вышеуказанные причины обуславливают актуальность развития и исследований сетевой подводной связи.

Известны зарубежные аналоги аппаратуры сетевой подводной связи [3], а также некоторые отечественные наработки в этой области [4], однако в настоящее время нет отечественных серийных образцов аппаратуры для организации подводной сетевой связи. В настоящей работе рассматриваются основные принципы взаимодействия абонентов (узлов) подводной гидроакустической сети, позволяющей, в том числе, решить задачу взаимного уточнения координат абонентов.

Аппаратная структура подводной гидроакустической сети. Рассматриваемая подводная сеть включает в себя не только неподвижные и дрейфующие узлы, но и подвижные подводные аппараты, оснащенные приемными и излучающими гидроакустическими антеннами, и модемом для формирования и первичной обработки сигналов. Поскольку некоторые узлы сети могут независимо передвигаться в любых направлениях и, как следствие, часто разрывать и устанавливать соединения с ее участниками, они должны быть способны соединяться «на лету», образуя сеть, а также иметь возможность осуществлять ретрансляцию данных, предназначенных другим узлам. Для успешного функционирования сети абоненты должны динамически определять, какому узлу пересылать данные, что осуществляется на основании информации таблиц маршрутизации, формирующихся в ходе работы сети.

Для разделения сообщений, одновременно приходящих к абонентам, применяется пространственное разрешение, которое обеспечивается приемной гидроакустической антенной решеткой, реализующей прием сигналов со всех направлений. Однако такое разрешение ограничено количеством чувствительных элементов и их характеристиками направленности, поэтому планируется комбинировать метод пространственного разделения с частотным, когда в конкурирующих за канал передачи информации абонентах выделяют для обмена данными некоторые поддиапазоны в рабочем диапазоне частот. Следует также отметить, что режимы приема и излучения сигнала в каждом узле разнесены во времени, и все узлы рассматриваемой сети синхронизированы и работают в системе единого времени. Таким образом, переключения между режимами приема и излучения производятся синхронно для всех абонентов.

Далее рассматривается пример организации подводной гидроакустической сети из дрейфующих буев и результаты программной имитации такой сети.

Организация информационного взаимодействия абонентов сети. Узлы сети осуществляют обмен информацией в соответствии с предварительно сформированной или задаваемой внешней системой управления (при ее наличии) программой. Она обмена определяет последовательность, информационное содержание и маршрут передачи сообщений. Внутри сети могут передаваться таблицы маршрутизации, навигационные пакеты данных, пользовательские сообщения и тестовые файлы. Отправка сообщений производится в следующих режимах: «точка – точка» (известному узлу в прямой доступности); широковещательная рассылка (всем узлам).

Маршрутизация в сети осуществляется за счет таблиц маршрутизации, построение которых динамически производится в узлах по результату информационного взаимодействия. Каждое принятое узлом сообщение (пакет данных) используется для актуализации его локальной таблицы маршрутизации.

В случае наличия прямого доступа к узлу-получателю, узел-отправитель формирует целевой пакет для передачи в режиме «точка-точка». В случае отсутствия прямого доступа к узлу-получателю и информации о маршруте передачи, узел-отправитель формирует целевой пакет для передачи в режиме широковещательной рассылки. Каждый узел, принявший широковещательный пакет, производит анализ полей заголовка пакета для определения дальнейшего маршрута его передачи и актуализации своей локальной таблицы маршрутизации.

Если узел-приемник не является конечным узлом-получателем пакета, он производит:

- актуализацию записи об истинном источнике пакета и текущем узле-отправителе в своей таблице маршрутизации;
- формирование временной копии сообщения;
- анализ параметров заголовка и истории отправки для исключения повторной ретрансляции сообщений;
- в случае наличия информации о доступе к конечному получателю в таблице маршрутизации, организует передачу информации в конечный узел в режиме «точка-точка»;
- в случае отсутствия информации о доступе к конечному получателю, организует дальнейшую широковещательную рассылку принятого пакета.

Если узел-приемник является конечным узлом-получателем пакета, он производит обработку принятой информации по назначению; актуализацию записи об истинном источнике пакета и текущем узле-отправителе в своей таблице маршрутизации; отправку ответного сообщения для актуализации своей доступности в таблице маршрутизации узла-отправителя.

При отправке ответного сообщения заполнение полей заголовка производится с учетом актуализированной таблицы маршрутизации в режиме «точка-точка».

Имитация работы сети. Для отработки алгоритмов функционирования сети в части маршрутизации создан программный имитатор. Функциональная часть имитатора представляет собой часть программного обеспечения макета сети и выполняет следующие функции: формирование таблицы маршрутизации абонента сети; актуализация таблицы маршрутизации; определение доступности узла-получателя и приоритетного маршрута передачи информации до него. Имитатор построен на базе программного обеспечения, планируемого к применению в макете сети. В интерфейсе имитатора задается количество неподвижных абонентов и их расположение друг относительно друга, а также визуализируются таблицы маршрутизации каждого абонента, которые контролируются на каждом шаге моделирования для проверки логики взаимодействия абонентов. С помощью имитатора произведены исследования и отладка алгоритма взаимодействия для неподвижных абонентов, в том числе в части ретрансляции сигналов. В результате подтверждена корректность работы алгоритма маршрутизации сети и произведена подготовка программного обеспечения, обеспечивающего маршрутизацию и управление абонентами, к использованию при проведении натурных испытаний сети.

Заключение. В реферате рассмотрены принципы взаимодействия абонентов подводной гидроакустической сети, которая может включать в себя как подвижные, так и неподвижные или дрейфующие абоненты. Для отработки предложенных принципов маршрутизации в сети разработан программный имитатор, в котором промоделировано функционирование сети, в том числе в случае возникновения необходимости ретранслировать сигнал. В дальнейшем планируется доработка алгоритма функционирования сети и имитатора в части частотного разделения

сигналов в случае невозможности определения объектов пространственным способом. Кроме того, планируется доработка имитатора для введения в модель подвижных объектов и физических параметров среды.

ЛИТЕРАТУРА

1. **М.Д. Агеев, Л.В. Киселев, Ю.В. Матвиенко и др.** Автономные подводные роботы: системы и технологии – М.: Наука, 2005. – 398 с.
2. **К. Г. Кебкал, А. И. Машошин, Н. В. Мороз** Пути решения проблем создания сетевой подводной связи и позиционирования. Гироскопия и навигация. Том 27, № 2 (105), 2019, с. 106-135
3. **Henry Dol, Paolo Casari, Timo van der Zwan, and Roald Otne.** Software-Defined Underwater Acoustic Modems: Historical Review and the NILUS Approach// IEEE journal of oceanic engineering. 2016
4. Интернет подводных вещей Hadean. <https://unavlab.com/produksiya/internet-podvodnyh-veshhej/internet-podvodnyih-veshhey-hadean/> Дата обращения: 25.02.2021.

E.G. Litunenکو, D.Y. Polyakov (State Research Center Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg), **R.L. Kryuchkov** (CSRI Elektropribor, Saint-Petersburg Electrotechnical University “LETI”, St. Petersburg). **Principles of interaction between subscribers of the sonar network**

Abstract. The interaction principles of an underwater sonar network, consisting of unmanned underwater vehicles and/or drifting buoys, are described. The information interaction of network subscribers in terms of routing is considered, and the results of software simulation of a network consisting of drifting buoys are presented.

УДК 629.052.9

М.К. ХИТРИН
(АО Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА МЕЖДУ ЗАДАЧАМИ

Приводятся результаты проработки построения архитектуры приложения, предназначенного для формализации описания информационного обмена между задачами. Приводится выбор технологий разработки программных продуктов для автоматической генерации кода и документации на основе предложенного описания обмена.

Введение. Разработка программного обеспечения является одной из самых динамично развивающейся области программной инженерии. За несколько десятилетий опубликованы различные методологии, правила и стандарты которые стремятся с одной стороны уменьшить затраты на разработку, с другой стороны сократить число ошибок в программном обеспечении вызванных как человеческим фактором, так и увеличивающейся сложности реализуемых проектов.

Практика разработки показывает, что одним из способов снижения вероятности ошибок в программном обеспечении является реализация проекта с использованием иерархического - модульного подхода. Но, даже такой подход не избавляет о необходимости проводить этап стыковки различных модулей в единый комплекс задач.

Несмотря на наличие технологической возможности упростить и обезопасить элемент стыковки программных модулей, этап совместной отработки информационного взаимодействия является одним из самых трудоёмких и длительных работ при создании комплекса.

Настоящий доклад посвящён вопросу разработки архитектуры приложения, которое позволяет:

1. составить спецификацию информационного обмена между задачами в цифровом формате;
2. на основе сформированной спецификации применять известные технологии автоматизации разработки и документирования элементов программного обеспечения.

Описание информационного обмена между задачами. Определим следующие базовые элементы задания обмена:

1. Поля данных, которые определяются атрибутами: тип (соответственно определяет размер данных); наименование данных согласно требованиям языка разработки; текстовое описание;
2. Структуры, определяются атрибутами: наименование структуры, наименование родительского (базового/наследованного) типа; текстовое описание; перечень входящих в структуру полей данных; требование по выравниванию полей данных.

Каждый из перечисленных атрибутов обязателен к заданию. Дополнительно, в случае использование базовых типов данных, необходимо задавать атрибуты со значениями диапазона и единиц измерения. Например: использование для передачи навигационной информации в радианах или в градусах и т.д.

Представленная формализация описания информационного обмена соответствует иерархическому подходу и позволяет использовать подходы объектно-ориентированного программирования, такие как агрегация и наследование.

Анализ разрабатываемых бортовых комплексов показал, что наряду со специализированными типами структур информационного обмена используются разные типы переменных, характерные для класса решаемых задач. Например, все информационные обмены между задачами содержат заголовок, в который включаются поля: счётчик обменов; время формирования данных; объём передаваемых данных. Поэтому предлагается на этапе задания описания информационного обмена определить дополнительные базовые структуры.

Выбор языка программирования для реализации приложения. При выборе средств разработки рассматривались два языка программирования: C/C++ и Python. Выбор Python был обусловлен следующими причинами:

Научный руководитель: к.т.н., начальник отдела Грузликов А.М.

1. Низкий порог вхождения в разработку на Python инженера – программиста, включая значительное количество обучающей документации и курсов [1];
2. Кроссплатформенность;
3. Большое число различных библиотек. Например: пакет JSON для записи и чтения информации, пакет PyQT [2-3] для прототипирования и для реализации графического интерфейса разрабатываемого приложения.

Технологии разработки программных продуктов. На рисунке 1 представлен типовой шаблон этапов создания программного обеспечения.



Рис. 1. Этапы создания программного обеспечения

Описание информационного обмена между задачами проводится на этапе подготовки и проектирования разрабатываемого комплекса. На этапе создания программного обеспечения проводится переход от формального описания обмена к разработке исходного кода. Данный этап сопровождается необходимостью решения следующих рутинных задач, которые могут быть автоматизированы на основе заданной разработчиком цифрового описания спецификации информационного обмена, а именно:

1. Кодирование структур информационного обмена – реализуется непосредственно на основе исходных данных для заданного языка программирования C/C++ или Python;
2. Документирование кода – в качестве пояснительной информации в текст кода включается текстовое описание, диапазон и единицы измерения;
3. Генерация кода для задачи передачи структурированных данных. Предлагается использовать перевод описания обмена в исходные данные для Protocol Buffers [4], предложенный компанией Google.
4. Генерация кода для организации информационного обмена с использованием библиотек управления вычислительным процессом;
5. Генерация кода для структурированного вывода сообщений, включая возможность изменения объема протоколирования без перекомпиляции исходного кода;
6. Генерация кода использование элементов тестового диагностирования [5];
7. Генерация документации – использование ключей при формировании исходного кода в соответствии с правилами Doxygen [6]. Doxygen – это кроссплатформенная система документирования исходных текстов, включая построение диаграмм классов и диаграмм взаимодействия с использованием UML нотации;
8. Генерация случайных/ошибочных входных массивов данных для проверки наличия фактов сбоев, зависания или нарушения внутренней логики работы задачи.

Заключение. Проработка архитектуры приложения для формализации информационного обмена показала правильность выбранных технических решений. При сравнении, комплекс с объемом исходного кода 1.5 млн. строк содержит не менее 10% кода, который мог быть создан автоматически при использовании описанных выше правил задания полей данных и структур.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 19-08-00052а.

ЛИТЕРАТУРА

1. Эрик Мэтиз. Изучаем Python. Программирование игр, визуализация данных, веб-приложения. 2-е изд.— СПб.: Питер, 2017. — 496 с.: ил. — (Серия «Библиотека программиста»).
2. Прохоренок Н. А. Python 3 и PyQt. Разработка приложений. — СПб.: БХВ-Петербург, 2012. — С. 704.
3. PyQt: сайт. URL: <https://doc.qt.io/> (дата обращения: 29.01.2021). — Текст: электронный.
4. Protocol Buffers: сайт. URL: <https://developers.google.com/protocol-buffers/docs/overview> (дата обращения: 29.04.2021). — Текст: электронный.
5. А. М. Грузликов, Н. В. Колесов, “Дискретно-событийная диагностическая модель распределенной вычислительной системы. Независимые цепи”, Автомат. и телемех., 2016, № 10, 140–155.
6. Doxygen: сайт. URL: <https://www.doxygen.nl/index.html> (дата обращения: 29.04.2021). — Текст: электронный.

М.К. Khitrin (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg, Russia). **Information exchange software between tasks**

Abstract. The paper describes the results of the elaboration of the construction of the software architecture intended for the formalization of the description of information exchange between tasks. The choice of software development technologies for automatic code and documentation generation based on the proposed exchange description is given.

Статистика конференций молодых ученых
«Навигация и управление движением»

Год проведения конференции	Дата проведения	Количество участников	Количество докладов (лекций)	Количество докладов (лекций) в сборнике	Количество организаций	Количество городов
1999	6-7 апреля	110	35 (4)	21 (4)	8	2
2000	28-30 марта	154	58 (6)	32 (6)	19	8
2001	12-14 марта	159	61 (3)	32 (2)	25	11
2002	12-14 марта	188	74 (4)	40 (3)	27	10
2003	11-13 марта	183	83 (3)	37 (2)	32	15
2004	16-18 марта	207	87 (4)	44(2)	30	13
2005	15-17 марта	229	83 (4)	47(2)	24	9
2006	14-16 марта	245	98 (4)	58(2)	34	12
2007	13-15 марта	235	106 (3)	57(2)	30	10
2008	11-14 марта	221	100 (3)	68(3)	41	15
2009	10-12 марта	240	99 (4)	60(4)	32	10
2010	16-19 марта	282	127 (3)	58(2)	44	14
2011	15-18 марта	292	138 (3)	59(3)	46	17
2012	13-16 марта	306	141 (3)	72(3)	41	16
2013	12-15 марта	302	141, из них 1 обзорный (3)	63(3)	48	13
2014	11-14 марта	318	135 (4)	58(2)	41	10
2015	17–20 марта	332 (в т.ч. 8 зарубежных)	155(4)	78(3)	38 (в т.ч. 2 зарубежных)	14 (в т.ч. 2 зарубежных)
2016	15-18 марта	353 (в т.ч. 14 зарубежных)	182(4)	95 (2)	46 (в т.ч. 3 зарубежных)	20 (в т.ч. 3 зарубежных)
2017	14-17 марта	313 (в т.ч. 6 зарубежных)	149 (4)	91 (3)	40 (в т.ч. 3 зарубежных)	17 (в т.ч. 3 зарубежных)
2018	20-23 марта	400	153 (4)	145 (4)	55 (в т.ч. 5 зарубежных)	18 (в т.ч. 8 зарубежных)
2019	19-22 марта	389 (в т.ч. 11 зарубежных)	151 (3)	127 (3)	36 (в т.ч. 5 зарубежных)	11 (в т.ч. 6 зарубежных)
2020	17-20 марта	300 (в т.ч. 4 зарубежных)	129 (3)	114 (0)	53 (в т.ч. 5 зарубежных)	16 (в т.ч. 5 зарубежных)
2021	16-19 марта	309(в т.ч. 5 зарубежных)	112(3)	101(0)	50 (в т.ч. 2 зарубежных)	12 (в т.ч. 2 зарубежных)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

МАТЕРИАЛЫ
XXIII КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ
с международным участием

16–18 марта 2021

Верстка *А. А. Зуева*

Государственный научный центр Российской Федерации
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30