



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
XXII 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
2020

Навигация и управление движением. Материалы XXII 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», 2020. 355 с. ISBN 978-5-91995-078-3

Настоящий сборник содержит материалы XXII 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 17–20 марта 2020 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

д.т.н., проф., член-корр. РАН 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	Заместитель председателя , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург University of California, Irvine, USA Institute of Systems Optimization of Karlsruhe Institute of Technology, Germany, ITMO University
д.т.н., проф. А.А. Бобцов д.т.н. А.М. Боронахин	Университет ИТМО, С.-Петербург Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
д.ф.-м.н., проф. Е.И. Веремей к.т.н. Е.А. Депутатова к.т.н. Д.П. Елисеев	Санкт-Петербургский государственный университет Филиал ФГУП «НПЦАП» - «ПО «Корпус», Саратов АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург
к.т.н. А.С. Ковалев к.т.н. А.С. Кремлев к.т.н. А.В. Лопарев	АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, ГУАП, С.-Петербург
д.т.н., проф. А.А. Пыркин	Университет ИТМО, С.-Петербург
д.т.н., проф. В.Я. Распопов д.т.н., проф. Ю.В. Филатов	Тульский государственный университет Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
д.т.н., проф. И.Б. Фуртат	Институт проблем машиноведения РАН, Университет ИТМО, С.-Петербург
к.т.н. С.Ю. Шевченко	Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
к.т.н. Е.В. Шевцова	Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

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

СОДЕРЖАНИЕ

От программного и организационного комитетов XXII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением».....	8
--	---

ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

Е.В. Батрак, Н.В. Кузьмина, С.М. Тарасов Определение азимута визирной оси астрономического оптико-электронного комплекса по наблюдениям множества звезд.....	10
А.В. Малышев, Г.С. Сазанов Идентификация параметров модели погрешности инерциальной навигационной системы разгонного блока посредством звездных датчиков.....	13
Д.А. Славгородский Погрешности гиросtabilизированной системы оптического наблюдения, обусловленные особенностями кинематики оптического элемента.....	16
Г.М. Гуляев Разработка и исследование пьезоэлектрического гравиметра.....	19
В.Б. Никишин, В.С. Шорин, М.Н. Карпов, Н.А. Воеводин Исследование возможности самодиагностики инерциальных измерительных модулей средств внутритрубной дефектоскопии.....	22
А.М. Боронахин, Е.С. Солянка, Нгуен Чонг Иен Метод снижения нестабильности скорости вращения оси испытательного стенда при калибровке инерциальных измерительных модулей.....	25
А.А. Волынцев, А.В. Петраков, О.А. Щитникова Повышение точности малогабаритного измерителя вектора угловой скорости на динамически настраиваемых гироскопах.....	27
А.А. Крылов Сравнительный анализ вариантов калибровки дрейфа нуля гироскопических блоков на основе микроэлектромеханических датчиков.....	29
Е.Н. Комин, М.В. Ягудин Фильтрация данных в контуре обратной связи следящей системы.....	32
А.А. Полякова Управляемая компенсация оценок ошибок инерциальных навигационных систем.....	34
А. В. Лукин, И. А. Попов, Я. В. Беляев, А. В. Стяжкина Нелинейная динамика микромеханического гироскопа RR-типа в условиях вибрационных воздействий.....	37
Д.Х. Мухаметзянов, Ю.В. Ившина Оценка азимутальной ошибки установки бесплатформенной инерциальной навигационной системы на наклонно-поворотном столе при проведении прямо-сдаточных испытаний.....	40

ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ

Л.Б. Лиокумович, А.О. Костромитин, В.В. Полозов, Ф.В. Скларов Измерение длины оптического волокна интерферометрическим методом.....	43
Д. Р. Деветьяров, А. А. Реуцкий Малогабаритный криотермостат с хладагентом из твердого диоксида углерода для испытаний радиационной стойкости световодов.....	47

Л.С. Анохина, Е.В. Шалымов Преобразование угла с использованием оптических шкал из метаповерхностей	50
М.А. Тит Исследование процесса формирования тонкопленочных структур на роторах шаровых гироскопов	53
О.Н. Послянова, О.С. Юльметова Технологические аспекты формообразования узлов износостойких подшипников.....	56
С.Ю. Денисов Технологические методы повышения точностных параметров прецизионных маятниковых акселерометров.....	60
А.С. Завитаев, П.С. Ким, Д.А. Тихонов Топологическая оптимизация корпуса прибора оптической системы посадки вертолетов.....	63
Р.Д. Конаков, Д.П. Елисеев Экспериментальное определение коэффициента демпфирования деталей навигационных приборов, изготовленных аддитивным способом	66
М. А. Тит, Д.О. Елифанов, Я.В. Беляев Опыт применения аддитивных технологий в проектировании и производстве изделий АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»	69
Н.А. Басова, Н.В. Евреинова Оптимизация технологического процесса эматалирования алюминиевых сплавов.....	72
С.Н. Федорович Повышение точности изготовления роторов шаровых гироскопов методами прецизионной сферодоводки.....	74
М.В. Павлова, О.С. Юльметова Модификация тонкопленочных функциональных поверхностных структур на узлах гироскопических приборов	77
Н.С. Каранин, С.Н. Беляев Разработка технологии нанесения тонкопленочных покрытий на кварцевые детали прецизионных приборов.....	79
НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ	
Н.Г. Тен, Р.Р. Абдуллин Проектирование мобильных платформ роботов для театрализованных представлений.....	82
Н.Г. Тен, Р.В. Княжицкий Методы теории управления и нейронные сети для реализации театрализованных представлений роботов.....	83
Б.В. Викторов, Д.С. Веденин Применение методов компьютерного зрения для автономного прохождения замкнутой траектории квадрокоптером.....	84
М.К. Лубков, М.Р. Гайнутдинов Передача кодовой последовательности сигналов с иллюстрацией на светодиодных индикаторных устройствах	85
Е.А. Зарубина, С.В. Бибигов Обнаружение приближения поезда по виброакустическим колебаниям рельсов на поворотах рельсового пути.....	86
Е.А. Болдырева, О.Д. Смирнова Эффект замедления времени на спутниках системы «ГЛОНАСС»	87
Э.В. Иванов Система вертикальной стабилизации полёта модели ракеты.....	88
И.В. Дымашевская, А.В. Шерстинова, К.А. Кучерова, Г.Д. Ворожцов Система траекторного управления полетом макета микроспутника CanSat на участке свободного падения.....	89
Н.С. Архипов Система измерения высоты полета модели ракеты методами технического зрения.....	90

ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

А.А. Масалов Синхронизация данных сенсора Acutronic и навигационного оборудования	91
А.А. Труфанова, Д.А. Чергинцев Реализация и экспериментальное исследование алгоритма идентификации кинематических параметров манипулятора	94
В.В. Лукьянов, К.А. Чеканов Разработка и реализация алгоритмов директорного управления самолётом	98
В.В. Перлюк, Д.А. Драненков Анализ и моделирование вариантов маршрутных траекторий для БПЛА типа «конвертоплан»	100
Н.С. Бондарев Скользящее управление положением электромеханической системы с гистерезисной петлей люфта	102
А.П. Дериглазов, А.А. Тихонов Об управлении электродинамической тросовой системой в условиях неоднородного магнитного поля	105
А.В. Сальцберг, К.Г. Шупен, А.Г. Сайбель Особенности эксплуатации стандартов частоты в условиях космического пространства	107
А.Н. Дзюба, С.М. Тарасов Алгоритмы стабилизации визирной оси зенитного телескопа относительно геодезической вертикали места и по азимуту в задаче определения составляющих уклонения отвесных линий	110
А.А. Спириин, И.В. Норинская Синтез параметров электромеханического рулевого привода для системы управления высокоманевренным беспилотным летательным аппаратом	114
А.М. Саакян, О.В. Слита Анализ данных в задачах управления фитнес-тренировками	117

ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Yusheng Wang, A.M. Shkel Pedestrian Inertial Navigation with Foot-Mounted Inertial Measurement Unit	120
Н.Е. Чечулина Синхронизация в сетях линейных агентов при ограниченных возмущениях	122
Д.И. Григорьева, И.Б. Фуртат Подавление внешних возмущений в условиях помех измерения в линейных динамических системах	125
А.С. Самохин, М.А. Самохина Построение траекторий трёхимпульсного подлёта к Фобосу с выходом на сферу Хилла Марса на основе решения серии задач Ламберта	128
Ю.В. Разноглазова, С.А. Плотников Управление синхронизацией и бифуркации в связанных двумерных системах Хиндмарш-Роуз	131
В.А. Масгалиева Компьютерное моделирование системы управления оборудованием для проведения научного эксперимента на борту малого космического аппарата	135
M.Yu. Lobachev, N.V. Kuznetsov, M.V. Yuldashev, R.V. Yuldashev Global analysis of third-order Costas loop: pull-in range and lock-in range	140
E.D. Akimova, N.V. Kuznetsov, R.N. Mokaev Analysis of oscillations and global stability in nonlinear control systems	143
В.С. Воробьев, А.А. Ведяков Оценивание параметров регрессионной модели робота-манипулятора при невыполнении условия квадратичной неинтегрируемости	146

А.О. Овчаров, А.А. Труфанова Улучшение сходимости оценки магнитного потока для системы магнитной левитации с одной степенью свободы	149
С.А. Горбунов, А.В. Моторин, М.А. Борисова Сравнение алгоритмов динамического расширения регрессора и оптимальной фильтрации в задаче оценивания параметров гармонического сигнала	154
В.В. Беспалов, А.В. Калинин Оценивание магнитного потока для системы магнитной левитации с двумя степенями свободы	158
В.А. Антипов, Д.А. Чергинцев Адаптивное оценивание параметров рабочего инструмента робота-манипулятора	162
М.М. Синетова, А.А. Ведяков Адаптивный наблюдатель потока и положения для синхронных двигателей	166
В.В. Беспалов, А.В. Калинин Оценивание магнитного потока для синхронного двигателя с постоянными магнитами при наличии смещения в измеряемых сигналах	170
В.С. Игумнова Нелинейная динамика резонансного акселерометра с двумя слабо связанными подвижными элементами	175
С.В. Казак, В.А. Антипов, А.О. Овчаров Реализация и экспериментальное исследование алгоритма оценивания скорости для синхронного двигателя с постоянными магнитами	178

ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ

Е.Н. Климова, Е.В. Драницына Оценка влияния расположения спутников на эффективность определения угла курса многоантенной спутниковой навигационной системой	182
Е.Л. Чехов Исследование погрешностей фазовых измерений на ультракороткой базе	185
А.В. Савкин, М. С. Рябинкин Навигационный комплекс с использованием оптико-электронных измерений для перспективных беспилотных летательных аппаратов	187
Нгуен Чонг Иен, Е. С. Солянка Повышение точности определения траектории движения железнодорожного вагона по сигналам приемника спутниковой навигационной системы	189
А.В. Большакова Совместное использование инерциальных и магнитометрических датчиков в задаче диагностики поверхностных дефектов рельсового пути	192
Н.А. Щеткин Возможности навигации космического аппарата по изображениям подстилающей поверхности	195
А.Д. Грехнева, И.А. Копылов Траекторные измерения в условиях радиотехнических помех при проведении летных испытаний	198
Д.Э. Лунин, В.М. Самойлов Определение и учет девиации магнитного канала резервного прибора по результатам лётных испытаний	201
Н.И. Бабухин, О.С. Балабаев Комплексирование спутниковой навигационной системы с оптической системой определения траектории движения	204

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Т.М. Ахмадиев Исследование резонаторного волоконно-оптического гироскопа	207
--	-----

Т.М. Ахмадиев, Е.В. Шалымов Применение модулятора Маха-Цандера с пассивным кольцевым резонатором для измерения угловой скорости	210
Э.А. Миликов, Ю.Ю. Брославец, В.Г. Семенов, П.А. Филатов К вопросу разработки четырехчастотного лазерного гироскопа зеемановского типа	213
В.Г. Семенов, Э.А. Миликов, Ю.Ю. Брославец Оптический смеситель с компенсацией эллиптической поляризации для четырехчастотного лазерного гироскопа	218
А.А. Авиев Лазерный гироскоп с системой измерения параметров виброподставки	220
А.А. Авиев, И.В. Санеев Эффективный метод фильтрации шумов сигнала лазерного гироскопа на коротких интервалах времени	223
М.А. Власова, А.Н. Шевченко Сравнительный анализ схем стабилизации магнитного поля в гироскопах на атомном спине	227
В.В. Чалков Исследование модели самогенерации квантового датчика вращения	231
А.С. Воронов Гироскоп на основе атомной интерферометрии	234
А.В. Стяжкина, Я.В. Беляев, А.А. Белогуров, А.Н. Бочаров Оценка параметров чувствительного элемента двухмассового микромеханического гироскопа с использованием конечно-элементного моделирования	238
М.В. Салогуб, М.В. Цыганков Исследование параметров микроэлектромеханического многомассового гироскопа на основе математической модели	242
Е.В. Заворотнева Динамика микромеханического волнового твердотельного гироскопа с дисковым резонатором	245
Д.С. Гнусарев Методика улучшения точностных характеристик кварцевого маятникового акселерометра путем создания комплексной пространственно-конструкторской модели прибора с цифровой обратной связью	248
А.В. Бабунов, П.К. Плотников, С.О. Горелов Математическое моделирование работы пятикомпонентного датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом	251
А.О. Костромитин, Ф.В. Скляр, В.С. Мельканович Адаптивная компенсация вибропомехи в волоконно-оптическом гидрофоне	255
ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ	
Д.В. Антонов, М.И. Слуккина Современные алгоритмы прогнозирования процессов качки корабля	258
О.В. Зайцев Прогноз и восстановление стохастически неопределенных процессов в дифференциальном режиме спутниковой навигации с учетом ограничений на их величину и производную	262
И.А. Лень Система моделирования и визуализации результатов исполнения алгоритмов коллективного поведения	266
В.М. Понятский, Б.В. Зенов Оценка состояния процесса при комплексировании измерителей с некротными частотами следования отсчетов	268
Р.У. Титов, А.В. Моторин Анализ точности оценивания при использовании предварительной фильтрации	272

А.М. Исаев, Д.П. Иванов, В. А. Тупысев	
Особенности применения линеаризованного фильтра калмановского типа при нелинейности в уравнениях динамики.....	276
А.С. Самохин, М.А. Самохина	
Численное решение плоской задачи построения карты локально-оптимальных путей преодоления зоны сенсоров	279
А.С. Носов	
Анализ погрешностей измерений абсолютного и относительного гравиметров в условиях подвижного основания.....	282
Е.А. Рыбаков, Р.У. Титов	
Решение задачи навигации по гравитационному полю с использованием ортогонального разложения Хаара.....	286
А. Вахитов, М.Б. Турсунова	
Быстрый стохастический градиент для решения задач трекинга.....	291
А.Н. Борисов, Ю.Л. Сиек	
Оценивание параметров движения автономного необитаемого подводного аппарата на основе полумарковского процесса.....	295
В.А. Васильев	
Предельно-достижимая точность оценивания дискретного марковского процесса, описываемого формирующим фильтром полиномиального типа.....	298
И.С. Пестерев, Б.Г. Степанов	
Импульсные характеристики широкополосной гидроакустической системы на основе преобразователей волноводного типа	303
М.Р. Мясников	
Применение метода COSMIC для измерения функциональности программного обеспечения реального времени.....	306
Г.А. Подшивалов	
Определение дистанции до объекта, наблюдаемого в канале пассивного шумопеленгования, без маневра носителя.....	310
О.А. Евстафьев, С.В. Шаветов	
Оценивание расстояния до объекта в зоне движения транспортного средства на основе компьютерного зрения	313
П.В. Краснов	
Разработка алгоритма компьютерного зрения для автоматизации контроля качества намотки волоконно-оптической катушки.....	316
А.Н. Сергеенко	
Распределенное отслеживание большого количества летательных аппаратов в условиях неопределенностей	319
Е.О. Белоусов	
Автоматическая классификация источников сигналов с использованием самоорганизующихся карт	322
В.Е. Стрельников, Д.А. Мухин	
Алгоритм бинарной классификации сигналов с использованием методов машинного обучения.....	324
А.В. Шафранюк, В.В. Прокопович	
Модель распределённой помехи для фазированной антенной решётки.....	327
И.С. Налбат, В.С. Мельканович	
Технологический программный имитатор для тестирования обработки сигналов в гидроакустическом шумопеленгаторе	330
БОРТОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ	
Р.Л. Крючков	
Открытая архитектура для просмотра и анализа акустических данных.....	333
Ю.Л. Сиек, Е.В. Хуторная	
Параллельное программирование для решения задачи ориентации и навигации подводного аппарата	336

Е.В. Лукоянов, А.М. Грузликов Алгоритм синтеза иерархической модели распределенной вычислительной системы	339
Ю.М. Скородумов, А.М. Грузликов Полиномиальные алгоритмы планирования заданий в распределенных системах	342
А.Х. Мурсаев, М.Н. Гречухин Верификация аппаратурных реализаций средств шифрации данных	345
Е.С. Неретин, А.С. Будков Функциональное программно-алгоритмическое обеспечение системы поддержки принятия решения для задачи 4-D навигации	348
А.В. Маркелов Автономная система хранения и ввода данных в составе бортовых комплексов летательных аппаратов	351
Статистика конференций	354

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

17–20 марта 2020 г. в ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» состоялась XXII конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием (КМУ-2020). 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».

В работе XXII конференции приняли участие 300 человек. В программу конференции было включено 129 докладов, из которых 114 состоялись. Участники представляли 53 организации из 11 городов и административных районов России (Арзамас, Долгопрудный, Жуковский, Москва, Оренбург, Пермь, Раменское, Санкт-Петербург, Саратов, Снежинск, Тула) и 6 стран (Россия, Вьетнам, Сирийская Арабская Республика, Республика Таджикистан, США и Норвегия).

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

1. «Анатолий Сергеевич Анфиногенов – создатель прецизионного гироскопа с электростатическим подвесом сферического ротора» (В.Г. Пешехонов, генеральный директор АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург), президент МОО «АНУД» д.т.н., проф., академик РАН).

2. «МЭМС становятся трехмерными и точными на атомном уровне» (А. М. Шкель, доктор Калифорнийского университета (Ирвин, США)), лекция прошла в режиме online.

3. «Краткая история искусственного интеллекта» (А. Л. Фрадков, д.т.н., профессор Института проблем машиноведения РАН (С.-Петербург)).

Доклады на XXII 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 БОРТОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Четвертый год в рамках конференции работает секция «Навигация и управления движением в школьных проектах». В 2020 г. состоялось 9 докладов: школьники 7–11 классов представляли такие учебные заведения Санкт-Петербурга, как Президентский физико-математический лицей (ПФМЛ) №239, Базовая школа профориентации мегафакультета компьютерных технологий и управления Университета ИТМО и молодежный творческий форум «Китеж плюс».

Второй год в рамках конференции проводится собрание секции молодых ученых Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением». Основная цель собрания, проведенного в формате круглого стола, заключалась в обмене мнениями и обсуждении проблемы, связанной с подачей заявок на гранты и конкурсы. На собрании состоялись выступления двух докладчиков:

- действительного члена МОО «АНУД», д.ф.-м.н., проф. О.Н. Граничина (СПбГУ, С.-Петербург): «Как подать заявку на грант и получить его».
- вице-президента МОО «АНУД», д.т.н., проф., член-корр. РАН О.А. Степанова (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург): «Как подать заявку на грант и не получить его (анализ возможных причин отказа)».

С кратким сообщением выступил действительный член МОО АНУД, д.ф.-м.н., проф. Н.В. Кузнецов (СПбГУ), в котором он обратил внимание собравшихся на то, что для получения гранта необходимо представить себя на месте эксперта и подготовить материалы так, чтобы эксперт видел, что работа будет выполнена, и чтобы ему было удобно работать с заявкой.

По итогам конференции проведено традиционное награждение лучших докладчиков премиями памяти выдающихся ученых, работавших в ЦНИИ «Электроприбор». В этом году были вручены три премии.

1. Премии имени Л.П. Несенюка удостоен О.В. Зайцев за доклад «Прогноз и восстановление стохастически неопределенных процессов в дифференциальном режиме спутниковой навигации с учетом ограничений на их величину и производную» (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург).
2. Премии имени д.т.н., проф. С.Ф. Фармаковского удостоен А.В. Малышев за доклад «Идентификация параметров модели погрешности инерциальной навигационной системы разгонного блока посредством звездных датчиков» (соавтор Г.С. Сазанов) (ФГУП «НПЦАП им. Н. А. Пилюгина», Москва).
3. Премия имени д.т.н. А.С. Анфиногенова была вручена М.А. Тит за доклады «Исследование процесса формирования тонкопленочных структур на роторах шаровых гироскопов» и «Опыт применения аддитивных технологий в проектировании и производстве изделий АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (соавторы – Д.О. Епифанов, Я.В. Беляев) (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург).

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

- дипломами I степени – 8 участников;
- дипломами II степени – 7;
- дипломами III степени – 8;
- дипломами за лучший студенческий доклад – 6;
- дипломами за лучший школьный доклад – 2.

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 включено 105 расширенных рефератов состоявшихся на конференции докладов и 9 аннотаций докладов секции «Навигация и управления движением в школьных проектах».

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

▪ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ▪

УДК 528.5

Е.В. БАТРАК, Н.В. КУЗЬМИНА, С.М. ТАРАСОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЗИМУТА ВИЗИРНОЙ ОСИ АСТРОНОМИЧЕСКОГО
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСА ПО НАБЛЮДЕНИЯМ
МНОЖЕСТВА ЗВЕЗД**

Представлен алгоритм определения астрономического азимута по наблюдениям множества звезд, при использовании которого рассчитываются экваториальные координаты, соответствующие направлению визирной оси оптико-электронного комплекса, и ее астрономический азимут. Результаты натурных исследований показали, что применение предложенного алгоритма позволяет уменьшить погрешность определения астрономического азимута.

Введение. Для высокоточного и оперативного определения астрономического азимута опорного направления в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» разработан первый отечественный комплекс - оптико-электронный астровизир (ОЭАВ), принцип действия которого основан на методе определения азимута по наблюдениям Полярной звезды.

Наблюдение Полярной звезды при определении астрономического азимута целесообразно в большинстве случаев благодаря ее расположению вблизи истинного Полюса и высокой яркости, что обеспечивает удобство ее обнаружения и идентификации. Однако существенным недостатком является увеличение погрешности определения азимута в высоких широтах, обусловленное увеличением высоты наблюдаемой Полярной звезды [1].

В указанном комплексе азимут опорного направления определяется с использованием горизонтального угла между направлением на Полярную звезду и направлением визирной оси ОЭАВ, которые задаются соответствующими координатами их изображений в плоскости фотоприемного устройства (ФПУ). Тогда горизонтальный угол между направлениями рассчитывается из разности их координат.

Для исключения зависимости погрешности определения азимута от широты места, вызванной изменением высоты наблюдаемой звезды, предлагается использовать алгоритм, реализующий метод определения астрономического азимута по наблюдениям нескольких звезд в меридиане на фиксированной высоте.

Алгоритм определения астрономического азимута по наблюдениям множества звезд. Так же как и в ОЭАВ, принцип действия астрономического оптико-электронного комплекса (АК) заключается в определении азимута его визирной оси и последующей передаче азимута хранителю базового направления. В отличие от ОЭАВ конструктивные и технические решения АК обеспечивают наблюдение множества звезд в меридиане на фиксированной высоте 40° относительно плоскости горизонта.

Для определения азимута визирной оси при помощи ФПУ регистрируется последовательность кадров, содержащих изображения находящихся в поле зрения звезд, с одновременной фиксацией времени регистрации кадра. В каждом кадре производится определение координат энергетических центров изображений звезд, с использованием которых, по информации звездного каталога производится идентификация звезд. В результате идентификации формируется массив, в котором координаты звезд на изображении сопоставлены с экваториальными координатами звезд из каталога [2].

Связь экваториальных координат (склонение δ , часовой угол t) и горизонтальных (видимый азимут $A_{зв.}$, высота h) описывается параллактическим треугольником, из которого следует [3]:

$$\cos h \sin A_{зв.} = \cos \delta \sin t \quad (1)$$

$$\cos h \cos A_{зв.} = \cos \delta \sin \varphi \cos t - \sin \delta \cos \varphi, \quad (2)$$

где φ – астрономическая широта места.

Разделив второе равенство на первое, получим основное уравнение азимутальных определений:

$$\operatorname{ctg} A_{зв.} \sin t = \sin \varphi \cos t - \operatorname{tg} \delta \cos \varphi. \quad (3)$$

Определение астрономического азимута визирной оси АК можно выполнить двумя способами:

- с использованием алгоритма из ОЭАВ, для которого необходимо вначале преобразовать экваториальные координаты идентифицированных звезд в горизонтальные координаты по формулам (1) – (3), а также по разности координат изображений рассчитать горизонтальные углы между направлением на каждую звезду и визирную ось (рис. 1);
- с использованием нового алгоритма, который заключается в определении экваториальных координат, соответствующих направлению визирной оси, с последующим расчетом видимого астрономического азимута визирной оси по ее экваториальным координатам по формуле (3).

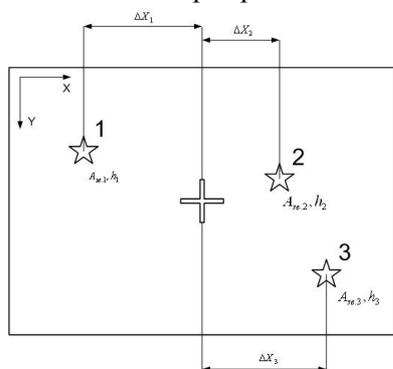


Рис. 1. К определению азимута визирной оси

$\Delta X_1, \Delta X_2, \Delta X_3$ – разности координат изображений

$A_{зв.1}, A_{зв.2}, A_{зв.3}$ – азимуты звезд;
 h_1, h_2, h_3 – высоты звезд.

Для определения экваториальных координат, соответствующих направлению визирной оси, используются полученные в результате идентификации параметры преобразования между системой координат ФПУ и экваториальной системой координат [4, 5].

Преимуществом предложенного нового алгоритма является то, что используемые параметры преобразования автоматически учитывают масштаб и поворот системы координат ФПУ относительно экваториальной системы координат, в то время как в первом алгоритме масштабные коэффициенты и наклон строки матрицы ФПУ относительно горизонта являются исходными данными для расчета азимута (должны быть заранее известны).

Результаты сравнительного анализа предложенных алгоритмов. Для оценки точностных характеристик рассматриваемых алгоритмов и их сравнительного анализа были проведены натурные исследования на опытном образце АК. Исследования проводились в пункте с известными астрономическими координатами.

В рамках натурных исследований были получены 500 кадров, содержащих изображения множества (от 10 до 20) звезд, проведена их идентификация, определены экваториальные координаты, с учетом гринвичского истинного звездного времени рассчитан азимут визирной оси с использованием рассматриваемых алгоритмов. На рис. 2 приведены результаты определения астрономического азимута визирной оси прибора.

В таблице 1 приведены результаты сравнительного анализа рассматриваемых алгоритмов.

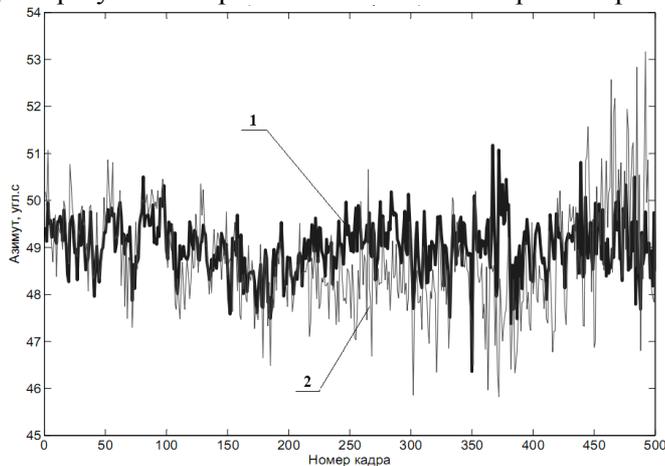


Рис.2. Результаты определения астрономического азимута визирной оси: 1 – алгоритм определения азимута по экваториальным координатам визирной оси, 2 – алгоритм определения азимута по разности координат изображений

Таблица 1

Результаты сравнительного анализа алгоритмов

Параметр	Алгоритм определения азимута по экваториальным координатам	Алгоритм определения азимута по разности координат изображений
Среднее значение	0°37'49,01"	0°37'48,71"
СКО	0,19"	0,39"

Полученные результаты показывают, что применение предложенного в работе алгоритма определения азимута по экваториальным координатам визирной оси позволяет уменьшить случайную составляющую погрешности его определения.

Заключение. В работе рассмотрен новый алгоритм определения астрономического азимута за счёт определения экваториальных координат визирной оси прибора по наблюдению множества звезд. Результаты натурных исследований показали, что применение предложенного алгоритма позволяет уменьшить погрешность определения азимута астрономическим оптико-электронным комплексом по сравнению с ранее используемым в ОЭАВ алгоритмом определения азимута по разности координат изображений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Гайворонский С.В., Цодокова В.В.** Алгоритм определения астрономического азимута оптико-электронным астровизиром // Материалы докладов XIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ "Электроприбор"», 2012. С. 136–142.
2. **Цодокова В.В., Гайворонский С.В., Русин Е.В., Тарасов С.В.** Определение астрономических координат автоматизированным зенитным телескопом // Материалы докладов XVI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 269–276.
3. **Куликов К.А.** Курс сферической астрономии, изд. 2-е, перераб. и доп. Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1969. 216 с.
4. **Моторин А.В., Цодокова В.В.** Расчет характеристики точности в задаче оценивания параметров преобразования координат звезд // Известия Тульского государственного университета. Издательство ТулГУ. 2016. С.129–141.
5. **Гайворонский С.В., Русин Е.В., Цодокова В.В.** Идентификация звезд при определении астрономических координат автоматизированным зенитным телескопом // Научно-технический вестник информационных технологий механики и оптики. 2015. Том 15. № 1. С. 22–29.

E.V. Batrak, N.V. Kuz'mina, S.M.Tarasov (Concern CSRI Electropribor, JSC, Saint Petersburg). **Determination of astronomical optoelectronic device sight axis azimuth by star set observation**

This work presents algorithm of astronomic azimuth determination by star set observation. The algorithm allow obtaining the equatorial coordinates and astronomic azimuth, coincident with direction of optoelectronic device sight axis.

УДК 681.51+629.7.05

А. В. МАЛЫШЕВ, Г. С. САЗАНОВ
(ФГУП «НПЦАП им. Н. А. Пилюгина», Москва)

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ПОГРЕШНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ РАЗГОННОГО БЛОКА ПОСРЕДСТВОМ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ

Рассматривается задача идентификации параметров модели погрешностей датчиков угловой скорости, входящих в состав резервированной бесплатформенной инерциальной навигационной системы, по показаниям звездных датчиков на объекте типа разгонный блок. Предложены методики уточнения взаимной ориентации осей инерциальных и звездных датчиков посредством специального маневрирования разгонного блока. Приведены результаты моделирования, подтверждающие корректность разработанных методик.

Введение. При использовании бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на датчиках угловой скорости (ДУС) в составе перспективных средств выведения космических аппаратов - разгонных блоков (РБ) обязательным является их интеграция с датчиками неинерциальной природы [1]. Рассматривается интегрированная навигационная система, в состав которой входит БИНС со структурно-измерительной избыточностью и два звездных датчика (ЗД) [2]. Вследствие нестабильности дрейфа ДУС от пуска к пуску, при том, что между последней стендовой калибровкой БИНС и моментом ее использования может пройти значительное время (годы), определенные ранее параметры модели погрешности ДУС требуют уточнения. Настоящая работа посвящена вопросу идентификации в процессе полета масштабных коэффициентов и смещений нуля ДУС, а также уточнению взаимной ориентации приборных базисов БИНС и ЗД.

Уточнение взаимной ориентации БИНС и ЗД. Для уточнения взаимной ориентации БИНС и ЗД необходимо, как минимум, два поворота РБ вокруг неколлинеарных направлений. Векторы поворотов, полученные одновременно по информации от датчиков ориентации двух видов, позволяют найти матрицу перехода M из приборной системы координат ЗД в приборную систему координат БИНС, минимизирующую критерий

$$M^* = \arg \min \sum_{i=1}^N a_i |\omega_{\text{БИНС}i} - M \cdot \omega_{\text{ЗД}i}|^2, \quad N \geq 2, \quad (1)$$

где i – номер поворота, a_i – весовой коэффициент, $\omega_{\text{БИНС}i}$ – орт вектора поворота Ω_i , вычисленный по измерениям БИНС, $\omega_{\text{ЗД}i}$ – орт поворота Ω_i по измерениям звездного датчика.

Очевидно, что критерий (1) зависит от количества поворотов N , значений углов разворота и направления вращения. Из физических соображений естественно наложить ограничения на повороты РБ:

$$\begin{cases} \Omega_i \in A, i = 1 \dots N, \\ \Omega_{\min} \leq |\Omega_i| \\ \dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{\max} \\ \arccos(\omega_i, \omega_j) = \pi/2 \pm \Delta\alpha, i \neq j \\ \Omega_1 = k \cdot e_{\text{ЗД}}, k \in \mathbf{R} \end{cases} \quad i, j = 1 \dots N, \quad N \geq 2, \quad (2)$$

где A – множество всех поворотов, на момент начала и окончания которых не возникает засветки ЗД; $\Delta\alpha$ – максимальное отклонение угла от оптимального значения $\pi/2$, не приводящее к значительному изменению M^* ; Ω_{\min} – минимальная величина поворота, при которой с учетом модели погрешности измерений ДУС и ЗД погрешность идентификации M гарантированно меньше максимально допустимого значения; $\dot{\Omega}_{\max}$ – максимальная допустимая угловая скорость поворотов РБ; $e_{\text{ЗД}}$ – орт оптической оси ЗД.

Научный руководитель д.т.н., профессор, начальник отдела Дишель В.Д.

Будем считать, что погрешности ЗД случайные и практически некоррелированы. Вследствие наличия повышенной погрешности ЗД при определении разворота вокруг оси $e_{зд}$, которая в разы превышает погрешность вокруг других осей, поворот вокруг оси $e_{зд}$ и усреднение данных позволяют значительно уменьшить погрешность определения $\omega_{зд}$. Поиск матрицы M^* производится по известному методу [3].

Было проведено численное моделирование процедуры уточнения взаимной ориентации приборных базисов по двум поворотам РБ при осреднении по 8–10 измерениям ЗД и следующих исходных данных: максимальная погрешность смещения нуля ДУС составляет $0,06^\circ/\text{ч}$; масштабного коэффициента ДУС – $0,02\%$; направлений осей чувствительности ДУС – $15''$. Для допустимой погрешности знания M^* относительно истинного значения M в $20''$ (3σ) получено, что $\Delta\alpha = 40^\circ$, а $\Omega_{\min} = 40^\circ$. Введение третьего поворота РБ уменьшило максимальную погрешность определения взаимной ориентации БИНС и ЗД до $10''$ (3σ). Такая же точность достигается при поворотах на $\pi/2$ вокруг трех осей связанной СК РБ, причем после их завершения продольная ось РБ возвращается в изначальное положение.

Уточнение масштабных коэффициентов ДУС. Масштабные коэффициенты ДУС уточняются на участках с поворотами, предусмотренными программой полета, или со специально введенными для данной задачи. Идентификация масштабных коэффициентов ДУС проводится сопоставлением угла поворота, накопленного каждым ДУС, и проекцией на ось чувствительности этого ДУС угла поворота, вычисленного по информации ЗД. При этом целесообразно перейти от совместной обработки информации шести ДУС к решению совместной задачи по двум тройкам, содержащим в себе все шесть ДУС. Это позволяет получить возможность совершать взаимно однозначные переходы от трехмерного вектора воздействия к показаниям всех ДУС и обратно. Очевидно, что погрешность идентификации масштабного коэффициента отдельного ДУС зависит от угла между вектором поворота и его осью чувствительности. Моделирование процесса идентификации масштабного коэффициента при значениях погрешностей ДУС, указанных выше, и погрешностях знания взаимной ориентации приборных базисов БИНС и ЗД около $20''$ показало, что для получения результирующей погрешности масштабного коэффициента, не превышающей $0,01\%$ (3σ), угол между направлением поворота и осью чувствительности ДУС должен составлять менее 50° . Для конфигурации [1], в общем случае, необходимо произвести несколько поворотов, каждый под свою группу ДУС. Как показал анализ, требуется не менее трёх таких поворотов. Одной из схем, в соответствии с которой реализуются такие повороты, является вращение вокруг трех осей связанной системы координат РБ. Тогда идентификация масштабных коэффициентов ДУС совмещается с уточнением взаимной ориентации базисов БИНС и ЗД. Наиболее точно масштабные коэффициенты ДУС идентифицируются в диапазоне угла поворота $\pi/3-5\pi/3$, с учетом необходимости исключения особых точек, возникающих при совершении полных оборотов РБ.

Уточнение смещений нуля ДУС. Идентификация смещений нулей ДУС проводится на участке движения с малой угловой скоростью, при которой влияние погрешности масштабных коэффициентов ДУС минимально. Смещение нуля ДУС проявляется в разности накопленного каждым ДУС угла поворота РБ и проекцией на ось чувствительности этого ДУС угла поворота, определенного по информации ЗД. Установлено, что из-за составляющей погрешности измерения ЗД вокруг оси $e_{зд}$, кратно превышающей остальные составляющие, смещения наиболее точно определяются при угле $\pi/2$ между оптической осью ЗД и осью чувствительности ДУС. Для определения смещений нулей всех ДУС желательно использование двух ЗД, каждый для своей группы ДУС. Моделирование при задании погрешностей ДУС, указанными выше, показало, что максимальная погрешность идентификации смещений нуля ДУС составляет $0,02^\circ/\text{ч}$ (3σ), что в три раза меньше предельной априорной погрешности. Это наблюдается для ДУС, угол между осью чувствительности которого и оптической осью "своего" ЗД максимально отличается от 90° . Для выбранной конфигурации это отличие составило 39° . Точность идентификации смещений нуля слабо зависит от погрешностей знания матрицы направляющих косинусов осей чувствительности ДУС относительно связанных осей РБ, а также от знания взаимной геометрии БИНС и ЗД. Длительность интервала наблюдения для уточнений смещений нуля должна составлять не менее 10 минут.

Заключение. По результатам моделирования подтверждена возможность уточнения в процессе полета РБ инструментальных погрешностей ДУС из состава БИНС, и, соответственно, уменьшения накопленной погрешности знания ориентации РБ между сеансами астрокоррекции. Также показана возможность уточнения взаимной ориентации БИНС и ЗД, которая, в свою очередь, напрямую влияет на точность астрокоррекции. Предлагаемые методики обеспечивают требуемую точность идентификации погрешностей БИНС в широком диапазоне углов разворота РБ, что позволяет выбирать значения и последовательность этих разворотов в зависимости от особенностей конкретной миссии выведения и в условиях ограничений, связанных с засветкой ЗД. Дальнейшие исследования будут нацелены на адаптацию описанных процедур к характерным миссиям выведения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л., Пояцька О.С., Соколова Н.В. Технология интервально-динамического оценивания и идентификации как средство повышения точности и отказоустойчивости систем управления космических комплексов выведения сегодняшнего и следующего поколений // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. «АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 53–63.
2. Дишель, В.Д., Межирицкий, Е.Л., Немкевич, В.А., Дервянкин А.В. Принципы обеспечения отказоустойчивости при додекаэдро-избыточной структуре бесплатформенного инерциального блока // Труды международной НТК «Системы и комплексы автоматического управления ЛА, посвященной 105-летию со дня рождения акад. Н.А. Пилюгина». НТсб. под ред. академика РАН Васильева С.Н. ФГБУ «ИПУ» РАН, Москва, 2013. С.73–82.
3. Markley F.L. Attitude Determination using Vector Observations and the Singular Value Decomposition // Journal of the Astronautical Sciences. 1988. V.38. P. 245–258.

A.V. Malyshev, G.S. Sazanov (Academician Pilyugin Scientific-Production Center of Automatic & Instrument Making, Moscow). **Inertial measurement unit error model parameters identification for upper stage using star trackers.**

Gyros error model parameters identification is considered. The gyros are part of strapdown inertial measurement unit (IMU) with redundancy. The IMU is on board upper stage as well as two star trackers that are used as augmentation sensors. Mutual orientation of IMU and star trackers is specified. Preferable maneuvers for these procedures are chosen, simulation results are presented.

УДК 623.4.083

Д. А. СЛАВГОРОДСКИЙ
(Тульский государственный университет)

ПОГРЕШНОСТИ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ОПТИЧЕСКОГО НАБЛЮДЕНИЯ, ОБУСЛОВЛЕННЫЕ ОСОБЕННОСТЯМИ КИНЕМАТИКИ ОПТИЧЕСКОГО ЭЛЕМЕНТА

Рассмотрена кинематика движения гиросtabilизированной системы оптического наблюдения, учитывающая влияние особенностей кинематики оптического элемента. Особенностью предложенной модели является то, что уравнения записаны относительно линии визирования, формируемой оптическим элементом. Учет настоящих особенностей позволил выявить дополнительные погрешности, возникающие при качке основания.

Введение. При решении задач оценки природных ресурсов, состояния сельскохозяйственных угодий, выявления очагов лесных пожаров, и т.д. широко используются оптические наблюдения с борта летательного аппарата или подвижной гусеничной техники. Чтобы исключить потерю решающей способности оптических приборов вследствие колебаний подвижного основания используются гиросtabilизированные системы оптического наблюдения [1]. Одной из наиболее распространенных является схема построения такой системы, в которой стабилизируемая платформа с гироскопическими датчиками и зеркало установлены в общей рамке, а оси их вращения связаны кинематической передачей в соотношении 1:2. Указанное соотношение углов поворота платформы и зеркала обусловлено законом отражения, когда угол поворота оптического луча в плоскости падения в два раза больше угла поворота зеркала, т.е. требуемый угол поворота зеркала по оси вертикального наведения в два раза меньше, чем угол поворота линии визирования (ЛВ).

Большинство известных исследований подобных систем [2-5] не учитывают того факта, что при качке основания платформа и зеркало имеют различные угловые скорости вращения относительно рамки. Кроме того, ЛВ связана со стабилизированной платформой, хотя фактически она связана с оптическим элементом.

В настоящей работе предлагается рассмотреть кинематику движения гиросtabilизированной системы оптического наблюдения, учитывающую особенности движения оптического элемента.

Анализ погрешностей стабилизации ЛВ. Проведем анализ погрешностей стабилизации ЛВ, обусловленных особенностями движения зеркала относительно стабилизированной платформы. Системы координат (СК), используемые при составлении уравнений, показаны на рис. 1.

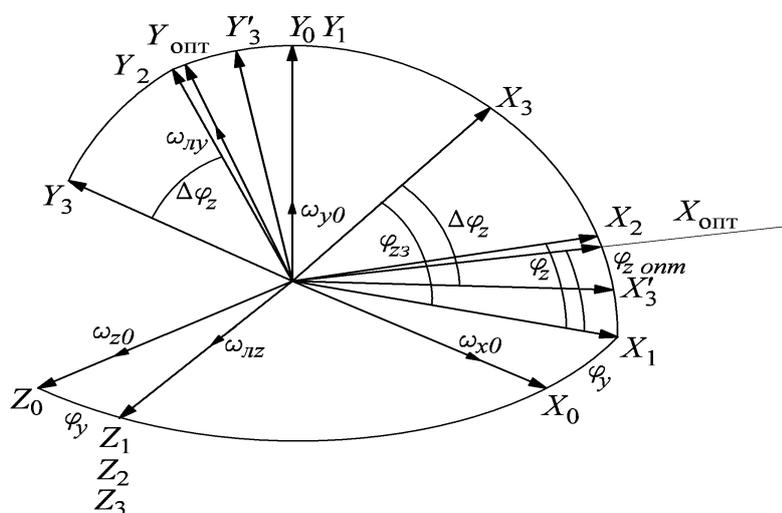


Рис. 1. Системы координат, связанные с элементами системы оптического наблюдения

Научный руководитель к.т.н., доцент Смирнов В. А.

На рис. 1 введены следующие обозначения: $OX_0Y_0Z_0$ – СК связанная с основанием; $OX_1Y_1Z_1$ – СК связанная с рамкой, OY_1 – ось вращения рамки; $OX_2Y_2Z_2$ – СК связанная с платформой, ось OZ_2 – ось вращения платформы; $OX_3Y_3Z_3$ – СК связанная с зеркалом (на рис.1 повернута на 45° относительно истинного положения), ось OZ_3 – ось вращения зеркала; $OX_{\text{опт}}Y_{\text{опт}}Z_{\text{опт}}$ – система координат, связанная с оптической ЛВ; φ_y – угол поворота рамки относительно основания; φ_z – угол поворота платформы относительно рамки; φ_{z3} – угол поворота зеркала относительно рамки, при этом положению $\varphi_{z3} = 0$ соответствует положение зеркала, при котором отражающая поверхность зеркала лежит в плоскости OX_0Z_0 (на рис.1 угол $\varphi_{z3} = 0$ повернут на 45° относительно истинного положения); $\varphi_{z\text{опт}}$ – угол поворота оптической линии визирования относительно рамки; $\Delta\varphi_z \approx \frac{\pi}{4}$ – начальный угол установки зеркала.

Проекции вектора абсолютной угловой скорости основания на оси СК $OX_0Y_0Z_0$, обозначены, соответственно, $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}$. Через $\omega_{\text{лy}}, \omega_{\text{лz}}$ обозначены проекции угловой скорости ЛВ на оси системы координат, связанной с оптической ЛВ ($OX_{\text{опт}}Y_{\text{опт}}Z_{\text{опт}}$).

Связь между проекциями угловой скорости платформы ω_{y2} и ω_{z2} на соответствующие связанные с ней оси и проекциями угловой скорости оптической ЛВ $\omega_{y\text{опт}}$ и $\omega_{z\text{опт}}$ на связанные с ней оси можно представить в виде:

$$\omega_{y2} \approx \frac{\omega_{y\text{опт}}}{1 - \text{tg}\varphi_z \sin\delta\varphi_{z3}} + \frac{\omega_{x1}}{1 - \text{tg}\varphi_z \text{tg}\delta\varphi_{z3}} \frac{\text{tg}\delta\varphi_{z3}}{\cos\varphi_z} - \omega_{z1} \cos\varphi_z \frac{\text{tg}\varphi_z + \text{tg}\delta\varphi_{z3}}{1 - \text{tg}\varphi_z \text{tg}\delta\varphi_{z3}} \sin\delta\varphi_y; \quad (1)$$

$$\omega_{z2} = \omega_{z\text{опт}} - \omega_{x1} \sin\delta\varphi_y - \frac{0,5\delta k_p}{1 + 0,5\delta k_p} \dot{\varphi}_z.$$

где: $\delta\varphi_y$ – рассогласование ориентации зеркала относительно платформы; $\delta\varphi_{z3}$ – рассогласование между положением платформы и зеркала; δk_p – отклонение значения кинематической передачи от номинального; ω_{x1}, ω_{z1} – проекции абсолютной угловой скорости рамки на связанные с ней оси; ω_{y2}, ω_{z2} – проекции абсолютной угловой скорости платформы на связанные с ней оси; $\omega_{y\text{опт}}, \omega_{z\text{опт}}$ – проекции угловой скорости оптической ЛВ на связанные с ней оси; $\dot{\varphi}_z$ – угловая скорость поворота платформы относительно рамки вокруг оси OZ_1 .

Проведя численное моделирование, найдем рассогласование между абсолютными угловыми скоростями ЛВ ω_{y2} и ω_{z2} и угловыми скоростями оптической ЛВ $\omega_{y\text{опт}}$ и $\omega_{z\text{опт}}$ в зависимости от погрешностей изготовления кинематической передачи.

Анализ полученных уравнений показывает, что для качки основания, соответствующей наиболее возмущающей частоте спектра колебаний носителя на гусеничном ходу, с параметрами по ω_{x0} и ω_{z0} с амплитудой 174 мрад, частотой 3 Гц и по ω_{y0} с амплитудой 3 мрад, частотой 1 Гц учет влияния особенностей кинематики оптического элемента выявляет дополнительные погрешности. Наличие рассогласований в углах установки зеркала относительно платформы по осям горизонтального $\delta\varphi_y$ и вертикального $\delta\varphi_{z3}$ наведения всего в 5" приводит к появлению угловой скорости оптической ЛВ величиной 0,004 мрад/с, и динамической погрешности по углу 4×10^{-3} мрад. Увеличение коэффициента кинематической передачи всего на 2% приводит к появлению угловой скорости оптической ЛВ величиной 0,01 рад/с, и динамической погрешности по углу 80×10^{-3} мрад.

Заключение. Проведенные исследования показывают, что для современных систем стабилизации ЛВ, требующих точностей порядка 10×10^{-3} мрад, учет выявленных особенностей ки-

нематики необходим. Полученные в работе соотношения позволяют оценить требуемую точность изготовления и сборки системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Еськов Д. Н., Ларионов Ю. П., Новиков В. А.** Автоматическая стабилизация оптического изображения. Л.: Машиностроение, 1988. 240 с.
2. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем. Ч.2. Гироскопические стабилизаторы. Под ред. Д. С. Пельпора. М.: Высш. школа, 1977. 233 с.
3. **Неусыпин А. К.** Гироскопические приводы. М.: Машиностроение, 1978. 192 с.
4. **Пельпор Д. С., Колосов Ю. А., Рахтеенко Е. Р.** Расчет и проектирование гироскопических стабилизаторов. М.: Машиностроение, 1972. 325 с.
5. **Родионов В. И.** Гироскопические системы стабилизации и управления. Тула: Тул. гос. ун-т, 2000. 192 с.

D. A. Slavgorodskiy (Tula State University). Errors of the gyrostabilized optical surveillance systems, due to the peculiarities of the kinematics of the optical element

The paper considers the kinematics of motion of the gyrostabilized optical observation system, taking into account the influence of the features of the kinematics of the optical element. The peculiarity of the proposed model is that the equations are written with respect to the line of sight formed by the optical element. The account of these features allowed to identify the additional error resulting from pitching of the base.

УДК 681.51

Г.М. ГУЛЯЕВ

(Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
им. В. И. Ульянова (Ленина))**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ГРАВИМЕТРА**

Рассматриваются вопросы разработки пьезоэлектрического гравиметра, такие как эффект возбуждения пьезоэлемента, на котором основана работа прибора, конструкция чувствительного элемента, выделение полезного сигнала, а также измерительный канал и схемы его элементов.

Введение. Существующие гравиметры обладают рядом недостатков – в частности, большими массогабаритными характеристиками (размеры гравиметра могут составлять порядка 1 м, а масса – до 80 кг) [1-5], что усложняет их эксплуатацию. Предлагаемый доклад посвящён разработке и исследованию пьезоэлектронного гравиметра с твердотельным чувствительным элементом, превосходящего существующие приборы с точки зрения эксплуатационных и не уступающий с точки зрения точностных характеристик.

Пьезоэлектрический гравиметр. Пробная масса, помещённая на пьезоэлемент, оснащённый торцевыми электродами, под действием ускорения свободного падения создаёт механическое напряжение в пьезоэлементе, в котором вследствие прямого пьезоэффекта индуцируется заряд на электродах, пропорциональный ускорению свободного падения. Известен [6] пьезоэлектрический гравиметр, выполненный по такой схеме. Напряжение, снимаемое с пьезоэлектрического преобразователя, содержит составляющую, являющуюся функцией силы тяжести. Однако такой гравиметр неработоспособен в статическом режиме: индуцирующийся заряд рассеивается в силу наличия тока утечки. Для того, чтобы выйти из статического режима, используется эффект возбуждения пьезоэлемента.

Возбуждение пьезоэлемента. Рассмотрим амплитудно-частотную характеристику пьезоэлемента, представленную на рисунке 1. Здесь K_i – коэффициент преобразования механической энергии на соответствующей частоте в энергию электрического напряжения на гранях; f_i – частота воздействия. Штриховой линией выделена область низких частот.

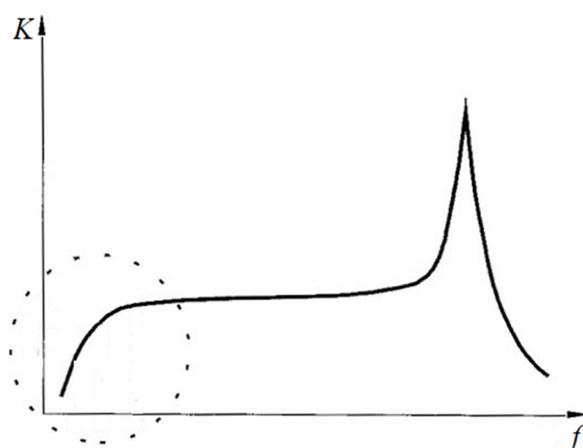


Рис. 1. Амплитудно-частотная характеристика пьезоэлектрического преобразователя

В области низких частот амплитудно-частотная характеристика преобразователя близка к амплитудно-частотной характеристике идеального дифференцирующего звена, которое описывается формулой:

$$W(p) = kp \quad (1)$$

где k – коэффициент пропорциональности. График, приведённый на рис. 1, и формула (1) также демонстрируют отсутствие пьезоэффекта в статическом режиме.

Эффект возбуждения пьезоэлемента заключается в следующем: на чувствительный элемент подаётся знакопеременный электрический сигнал, создающий в пьезоэлементе механические колебания. Возникающая в результате этого сумма знакопеременного механического напряжения и механического квазистатического напряжения, вызванного воздействием на пробную массу ускорения свободного падения, создаст в преобразователе электрический знакопеременный заряд, смещение среднего значения которого пропорционально ускорению свободного падения. Таким образом возбуждение пьезоэлемента позволяет перенести рабочую точку из статического режима на выбранный участок амплитудно-частотной характеристики. На рисунках 2(а) и 2(б) представлены конструкция чувствительного блока и смесь сигналов на его выходе соответственно.

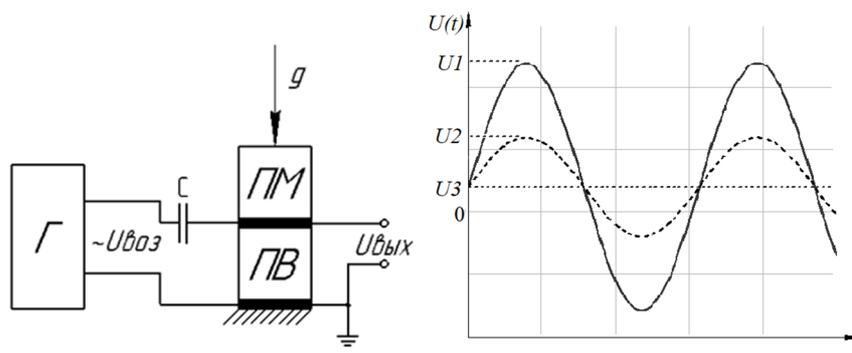


Рис. 2. а) схема чувствительного блока, б) смесь сигналов на выходе чувствительного блока.

Здесь Γ – генератор сигнала возбуждения, построенный на основе кварцевого резонатора, ПВ – пьезоэлектрический приёмник-возбудитель, ПМ – пробная масса. Для выделения составляющей $U3$ используется интегрирующий преобразователь, принцип действия которого основан на том, что интеграл от целого числа периодов составляющей смеси сигналов $U2$ и $U3$ равен нулю. Подобный принцип используется в сигма-дельта АЦП, и подавление периодического сигнала в них составляет около 10^6 , что говорит о высокой эффективности данного метода. Кварцевые резонаторы без температурной стабилизации имеют стабильность генерируемой частоты около 10^5 , что позволяет использовать этот метод фильтрации. Общая схема измерительного канала представлена на рисунке 3.

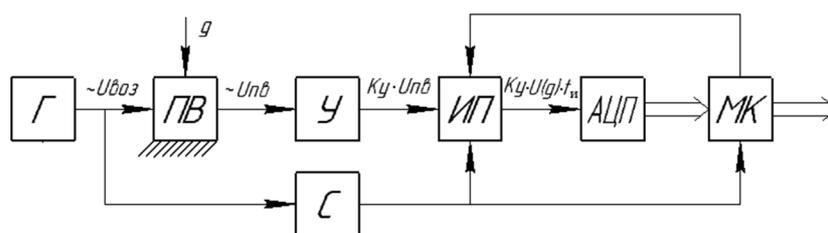


Рис. 3. Схема измерительного канала

В данной схеме Γ – генератор, ПВ – приемник-возбудитель, У – усилитель, ИП – интегрирующий преобразователь, С – счетчик, АЦП – аналого-цифровой преобразователь, МК – микроконтроллер. Использование 32-разрядного АЦП позволяет получить разрешающую способность около 0.2 мкГал. Расчёты показали, что можно реализовать чувствительный блок с размерами меньше 1 см. При этом габариты существующих полевых гравиметров составляют десятки сантиметров, а их разрешающая способность - порядка 0.1 мкГал.

Заключение. Исследования показывают возможность создания пьезоэлектрического гравиметра, по своим массе и габаритам превосходящего существующие полевые гравиметры, при этом не уступающего им с точки зрения разрешающей способности. Размеры такого гравиметра также говорят о возможности установки его на имеющиеся на подвижном объекте стабили-

зированные платформы, что даёт возможность не использовать отдельную стабилизацию для самого гравиметра.

ЛИТЕРАТУРА

1. Болотин Ю.В. Голован А.А. О методах инерциальной гравиметрии // Вестник Московского Университета. Серия 1: Математика. Механика. 2013. № 5. С. 59–67.
2. В.Г. Пешехонов и др. Вклад навигационных технологий в создание мобильных гравиметров // Гироскопия и Навигация. 2019. Т. 27. № 4 (107). С. 162–180.
3. М.И. Евстифеев и др. Гравиметрический датчик нового поколения // Измерительная техника. 2014. № 9. С. 12–15.
4. Пешехонов В.Г., Соколов А.В., Краснов А.А. Современное состояние и перспективы развития отечественной морской гравиметрии // 11-я Российская мультиконференция по проблемам управления. Санкт-Петербург: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2018. С. 6–16.
5. 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.
6. Пьезогравиметр: Пат. 99084 Украина: МПК G 01 V 7/00 / Е.Н. Безвесильная (UA), Ю.А. Подчашинський (UA), А.Г. Ткачук (UA) №а201113894; заявл. 25.11.2011; Опубл. 10.07.2012. Бюл. № 13 – 5 с

G.M. Gulyaev (ETU «LETI», Saint-Petersburg). Design and research of a piezoelectric gravimeter

This paper discusses the development of a piezoelectric gravimeter, such as the effect of the excitation of the piezoelectric element, on which the operation of the device, the design of the sensitive element, the selection of the useful signal, as well as the measuring channel and the circuit of its elements are based.

УДК 531.7

В.Б. НИКИШИН, В.С. ШОРИН, М.Н. КАРПОВ, Н.А. ВОЕВОДИН
(АО «Газприборавтоматикасервис», г. Саратов)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ САМОДИАГНОСТИКИ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ СРЕДСТВ ВНУТРИТРУБНОЙ ДЕФЕКТΟΣКОПИИ

Рассматривается задача самодиагностики инерциальных измерительных модулей средств внутритрубной дефектоскопии во время движения по трубопроводу в потоке транспортируемого продукта. Исследуется эффективность применения различных алгоритмов оценки параметров инерциальных измерительных модулей разных классов точности. В качестве методов исследования используются как математическое моделирование, так и апробация на реальных записях сигналов модулей во время движения средств внутритрубной дефектоскопии по трубопроводу.

Введение. За последние два десятилетия в России и за рубежом контроль кривизны осевой линии магистральных трубопроводов и определение пространственных координат их конструктивных элементов и дефектов стало неотъемлемой частью технологии внутритрубной дефектоскопии. При этом, в качестве датчиков информации используются инерциальные измерительные модули (ИИМ) различных классов точности [1 – 3]. Условия работы ИИМ в составе внутритрубных средств дефектоскопии (ВСД) могут изменяться в достаточно широком диапазоне. А интенсивные линейные и угловые вибрации, существенно зависящие от скорости движения ВСД и рельефа внутренней поверхности трубопровода, могут приводить к временным параметрическим отказам датчиков ИИМ.

Своевременное выявление снижения точности или нарушения работоспособности измерительного оборудования во время проведения внутритрубного обследования позволяет принять адекватные меры (снижение скорости движения ВСД или замена ИИМ при повторных пропусках по трубопроводу) и минимизировать финансовые затраты на исправление ситуации. Идентификация параметрического отказа отдельных элементов бортового измерительного оборудования при наличии определенной избыточности информации может быть индикатором для реконфигурации алгоритмов обработки первичной информации с целью исключения отказавших датчиков или компенсации их повышенных погрешностей [4].

Во время пропуска ВСД по магистральному трубопроводу, он, как правило, вращается вокруг продольной оси с угловой скоростью до $2^\circ/\text{с}$. При этом продольная ось ВСД отклоняется от плоскости горизонта, в основном, не более, чем на 3° . В данном случае усматривается аналогия с режимами движения, реализуемыми при калибровке ИИМ на одноосных стендах с горизонтальной осью вращения [5-8]. Однако амплитуда и интенсивность линейных и угловых движений в данном случае многократно превышают условия калибровки в лабораторных условиях. Ранее, в работе [9] была показана наблюдаемость скоростей дрейфа гироскопов ИИМ при вращении ВСД вокруг продольной оси.

Целью настоящей работы является разработка и исследование эффективности алгоритмов оценивания погрешностей датчиков ИИМ в составе бортового оборудования ВСД по записям во время пропуска по магистральному трубопроводу.

Для достижения указанной цели рассмотрены следующие задачи:

- исследование достижимой точности оценивания погрешностей датчиков первичной информации (ДПИ) с помощью метода наименьших квадратов (МНК);
- построение алгоритмов оценивания погрешностей ДПИ на основе теории наблюдающих устройств идентификации и оптимальной фильтрации Калмана [10, 11]. Исследование их эффективности методом математического моделирования;

- апробация алгоритмов оценивания погрешностей ДПИ по записям сигналов ИИМ во время пропуска ВСД по магистральному трубопроводу.

Алгоритмы оценивания погрешностей датчиков ИИМ. Алгоритмы оценивания погрешностей масштабных коэффициентов и нулевых сигналов акселерометров ИИМ с помощью МНК строятся для поперечных каналов на основе минимизации квадратов отклонений сигналов акселерометров a_{xj} от их модельных значений $g'_{xj}(\hat{\theta}, \hat{\gamma})$:

$$F_j = \sum_{i=1}^N (a_{xj} - g'_{xj}(\hat{\theta}, \hat{\gamma}))^2, \quad j = 2, 3, \quad (1)$$

где $\hat{\theta}, \hat{\gamma}$ -оценки углов тангажа и крена, сформированные по сигналам диагностируемого ИИМ.

Показано, что в условиях движения ВСД по трубопроводу нулевой сигнал для продольного канала может быть оценен на основе данных о вертикальной координате в реперных точках. При этом погрешность масштабного коэффициента продольного акселерометра оценить на практике не удастся из-за высокого соотношения шум/сигнал.

Для построения алгоритмов оценивания погрешностей ДПИ на основе теории наблюдающих устройств идентификации и оптимальной фильтрации Калмана в вектор состояния включаются погрешности масштабных коэффициентов и нулевые сигналы акселерометров поперечных каналов, а модель измерений определяется выражениями:

$$\Delta W_{xj} = a_{xj} - g'_{xj}(\hat{\theta}, \hat{\gamma}), \quad j = 2, 3 \quad (2)$$

Исследования эффективности данных алгоритмов для диагностики ИИМ (ADIS 16385, ADIS 16485, БЧЭ 500), используемых в настоящее время в составе ВСД АО «Газприборавтоматикасервис», были проведены по записям их сигналов во время пропуска ВСД по магистральному трубопроводу.

Выводы. По результатам математического моделирования работы ИИМ показано, что ошибки оценивания погрешностей акселерометров разработанными алгоритмами составляет 10...20% от паспортных значений для грубых инерциальных модулей и 15...25% для инерциальных модулей среднего класса точности.

Учитывая, что для целей диагностики ДПИ достаточно ограничение ошибок оценивания их погрешностей уровнем 50% от паспортных значений, апробация разработанных алгоритмов на реальных записях сигналов ИИМ подтвердила их эффективность при стационарных режимах движения ВСД по магистральным трубопроводам. Ошибки оценивания погрешностей акселерометров ИИМ всех типов, в основном, не превышали 30% от паспортных значений, что позволяет сделать вывод об эффективности их применения для самодиагностики инерциальных измерительных модулей в составе ВСД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Патент РФ №2197714. Система определения координат трассы подземного трубопровода // П.К.Плотников, А.И.Синев, В.Б.Никишин, А.П.Рамзаев. 2003.
2. Никишин В.Б., Синев А.И., Мельников А.В., Чигриев П.Г., Ульянов А.В., Буков В.Ю., Копичева А.А. Применение инерциального микромеханического модуля для измерения параметров магистральных трубопроводов // XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, ГНЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 26-28 мая, 2008, С.16–23.
3. Никишин, В.Б. Пространственное позиционирование и аттестация магистральных трубопроводов на основе интеграции средств внутритрубной диагностики, подземной навигации и наземных геодезических измерений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. №9. С.41–46.
4. Аврутов А.В. Скалярный метод контроля и диагностики инерциально-измерительного модуля/ Аврутов А.В., Головач С.В.// Вісник НТУУ «КПІ». Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. 2014. Вип. 48(2). С. 14–20.
5. Карпов М.Н., Филатов Ю.В., Никишин В.Б., Шорин В.С., Панченко С.Ю. Калибровка инерциальных микромеханических модулей на грубых одноступенных стендах // Труды ФГУП "НПЦАП". Системы и приборы управления. 2014. № 1. С. 45–50.
6. Козлов А. В., Тарыгин И. Е., Голован А. А. Калибровка инерциальных измерительных блоков на грубых стендах с оценкой температурных зависимостей по эксперименту с переменной температурой // XXI Санкт-

- Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург, 2014. С. 319–322.
7. **Дервянкин А.В., Матасов А.И.** Методика калибровки блока акселерометров при грубой информации о его угловом положении. М.: МГУ. 2006. 79 с.
 8. Пат. РФ 2602736, МПК G01P 21/00. Способ и устройство калибровки инерциальных измерительных модулей/Шорин В.С. и др.; патентообладатель Акционерное общество «Газприборавтоматикасервис» (RU). №2015132392/28; заявл. 03.08.2015; опубл. 20.11.2016. Бюл. №32. 16 с.: 3 ил.
 9. **Шорин В.С., Никишин В.Б., Панченко С.Ю.** Оценивание и компенсация дрейфов микромеханических гироскопов на борту внутритрубного инспектирующего средства // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов конференции. Под редакцией В.Г. Пешехонова. Санкт-Петербург, 2013. С. 134–137.
 10. **Кузовков Н.Т., Салычев О.С.** Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. М.: Машиностроение, 1982. 215 с.
 11. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. Санкт-Петербург. Университет ИТМО. 2017. 196 с.

V.B.Nikishin, V.S. Shorin, M.N. Karpov, N.A.Voevodin (SC “Gazpriboravtomatikaservis”, Saratov). **Research of selfdiagnostic opportunity of inertial measurement units of in-tube fault detection devices**

A task of inertial measurement units self-diagnostics in-tube fault detection device during the movement inside the tube with a transporting product flow is considering. Effectiveness research of using different parameter-evaluation algorithms is being conducted. As a research method is being used a mathematical modelling and an approbation on a real inertial measurement unit records during the movement of in-tube fault detection device inside the tube.

УДК 531.383

А. М. БОРОНАХИН, Е. С. СОЛЯНКО, НГУЕН ЧОНГ ИЕН
(Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
им. В. И. Ульянова (Ленина))

МЕТОД СНИЖЕНИЯ НЕСТАБИЛЬНОСТИ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ ОСИ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ПРИ КАЛИБРОВКЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ

Рассматривается проблема нестабильности вращения осей испытательного стенда внутри оборота при калибровке инерциальных измерительных модулей. Описан метод учета и компенсации нестабильности угловой скорости вращения.

Введение. На сегодняшний день позиционирование и контроль движения в инерциальном пространстве является востребованным и перспективным направлением в задаче управления подвижным объектом. Основным способом решения этой задачи является разработка интегрированных систем ориентации и навигации, в основе которых лежит комплексирование показаний спутникового приемника и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Построение современных БИНС напрямую зависит от входящих в ее состав инерциальных измерительных модулей (ИИМ). Для определения характеристик датчиков, входящих в состав ИИМ, и повышения достоверности выходных параметров БИНС в целом, производится процесс калибровки ИИМ, целью которого является определение отклонений технических характеристик датчиков в диапазоне паспортных величин, заявленных производителем.

На результат, полученный при испытаниях ИИМ, сказываются инструментальные особенности используемых испытательных стендов. Доклад посвящен методу контроля инструментальной погрешности нестабильности вращения оси стенда.

Основные идеи метода. В настоящее время существует проблема, связанная с оценкой нестабильности угловой скорости вращения. Существующие методики предполагают контроль скорости за оборот, в свою очередь, внутриоборотная скорость не контролируется и может существенно изменять свою величину, тем самым внося нежелательный эффект в процесс калибровки. Так при усреднённой нестабильности за оборот ее величина может быть равна 0.01%, в то время как внутри оборота разброс достигает 10%, что напрямую влияет на построение выходной характеристики датчиков угловой скорости. Нестабильность скорости вращения может возникать при смене направления вектора гравитационного ускорения или из-за особенности работы приводов осей стендов.

Предлагаемый в работе метод подразумевает измерение угловой скорости калибруемым датчиком для введения обратных связей в контур управления приводом оси стенда по скорости вращения. Управляющий сигнал формулируется с помощью комплексирования показаний калибруемого модуля и датчика угла стенда. Предполагается учет нестабильности физических меток лимба датчика угла в сигнале управления приводом оси стенда.

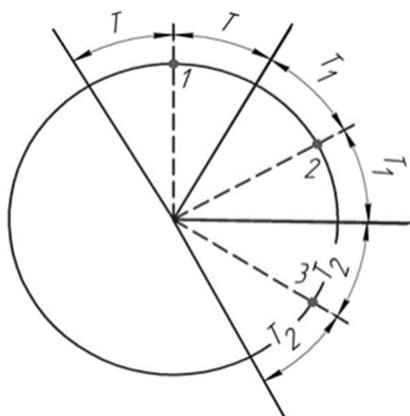


Рис.1. Разбиение оборота на сектора

Введение обратных связей в контур управления приводом. В установках для построения систем высокого класса точности, внутриоборотную нестабильность контролируют путем внедрения прецизионных инерциальных датчиков в движущиеся элементы стенда [1]. Подобный подход дает положительный эффект, однако для построения систем среднего и низкого классов, является неприемлемым из-за сложности реализации и стоимости построения.

Нестабильность вращения предлагается контролировать и снижать посредством введения обратных связей в систему

управления приводом с калибруемых датчиков, расположенных на столешнице стенда. Оборота оси стенда, равносильный обороту датчика угла, разбивается на равное количество секторов, как можно видеть на рисунке 1, где T_i – фиксированные промежутки времени [2]. На каждом секторе производятся измерения угловой скорости и по достижении метки конца сектора обратная связь поступает в систему управления электроприводом для комплексирования с показаниями датчика угла. Угловые скорости, полученные с датчиков калибруемого модуля, датчика угла стенда и тактового генератора, сопоставляются в системе управления и задают управляющее воздействие для электропривода оси стенда.

Снижение нестабильности вращения путем доработки показаний датчика угла.

Конструктивная особенность датчиков угла предполагает формирование меток, не уместяемых на лимбе датчика, путем закрытого процесса интерполяции. Метрологическая достоверность таких меток датчика угла, построенных относительно физических, ставится под сомнение. Нестабильность одной физической метки показана на рисунке 2, где отображается отклонение положения соседних меток относительно друг друга в угловых минутах, и построена аппроксимирующая кривая для показаний датчика.

Учитывая нестабильность метки датчика угла, в системе управления движением оси стенда возможно получать наиболее достоверную информацию о секторах вращения и, как следствие, повысить стабильность вращения внутри оборота.

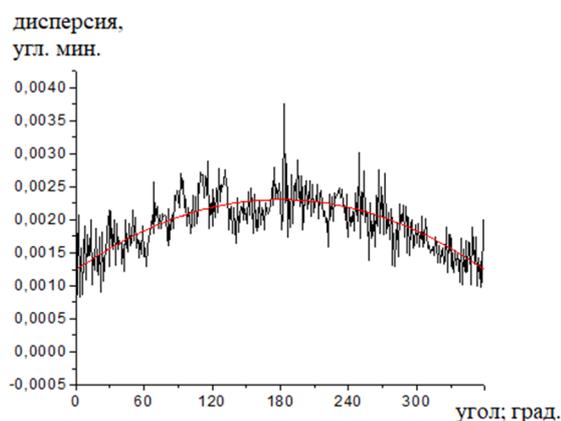


Рис. 2. Нестабильность одной физической метки датчика угла ЛИР-3170А

Заключение. Предложенный метод позволяет контролировать нестабильность скорости вращения внутри оборота, не изменяя принципиально конструкцию существующего стенда. Повышение стабильности вращения осей испытательных стендов позволит повысить качество калибровки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов /Гос. науч. центр Российской Федерации Центральный науч.-исслед. ин-т "Электроприбор". - Санкт-Петербург : "Электроприбор", 2008. - 296 с.
2. Анисимов С.А., Боронахин А. М., Вейнмейстер А.В., Иванов П.А. Концепция построения испытательного оборудования для калибровки систем ориентации и навигации /СПб.: Издательство СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2011, -131с.

A. M. Boronahin, E. S. Solyanko, Nguyen Chong Yen (St. Petersburg State Electrotechnical University "LETI") Rotation speed instability reducing method for inertial measurement units calibration test bench

The problem of inertial measurement units calibration test bench rotation instability inside the revolution is considered. The method for accounting and compensating for instability angular velocity rotation is described.

УДК 629.7.05

А. А. ВОЛЫНЦЕВ, А. В. ПЕТРАКОВ, О. А. ЩИТИНИНА
(ФГУП «ЦЭНКИ», филиал «НИИ ПМ им. академика В. И. Кузнецова», Москва)

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ МАЛОГАБАРИТНОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПАХ

Доклад посвящён вопросу повышения точности измерителя вектора угловой скорости на динамически настраиваемых гироскопах, используемого в системе управления космического аппарата. Представлено описание прибора-прототипа, обоснован выбранный объём доработок, изложены положительные результаты лабораторных испытаний, доказывающие возможность создания нового прибора с улучшенными характеристиками.

Введение. До недавнего времени одними из самых распространенных отечественных гироскопических измерителей вектора угловой скорости (далее – ГИВУС) являлись приборы типа КИНД34-020: благодаря сочетанию высоких точностных характеристик, богатой истории эксплуатации и отечественной элементной базе, данные приборы находили применение на передовых научных космических аппаратах (КА) и спутниках двойного назначения. Однако, в связи с прекращением производства поплавковых чувствительных элементов для приборов ГИВУС и отсутствием экономически целесообразных альтернатив, производство данных приборов в настоящий момент приостановлено. По причине отсутствия отечественных приборов с точностью, сопоставимой прибору КИНД34-020, группировки космических аппаратов (КА), на которых ранее применялся данный ГИВУС, сейчас не могут быть расширены или обновлены без потери качества в ориентации вновь запускаемых изделий. Для обеспечения своевременной комплектации КА, запланированных к запуску в ближайшие годы, было принято решение о доработке функционально близкого измерителя КИНД34-040, базирующегося на динамически настраиваемых гироскопах. Настоящий доклад посвящен описанию предлагаемого варианта доработки прибора и результатам лабораторных испытаний макетов.

О приборе-прототипе. Прибор КИНД34-040 – шестиканальный малогабаритный ГИВУС, использующий 3 динамически настраиваемых гироскопа в качестве чувствительных элементов. Прибор выполнен в виде моноблока с собственной тепловой системой и системой амортизации чувствительных элементов. Благодаря хорошим эксплуатационным характеристикам и возможности проводить измерения в двух режимах (точный режим обеспечивает измерение в диапазоне до $\pm 4^\circ/\text{с}$ с ценой дискрета выходной информации $\sim 0,18$ угл.с., расширенный режим позволяет проводить более грубые измерения, но в 2 раза большем диапазоне) прибор оказался крайне востребован в современной космонавтике. За 10 лет существования разработки было изготовлено свыше 30 приборов, которые эксплуатируются или готовятся к эксплуатации в отечественных и иностранных спутниках связи, а также в аппаратах навигационной системы ГЛОНАСС. С 2016 г. изготовление прибора ведется исключительно с применением отечественной элементной базы.

Требования, предъявляемые к новому прибору. Основной задачей модернизации является существенное увеличение точности измерения нового прибора (уменьшение значения шумовой составляющей (ШС) выходной информации на порядок, уменьшение цены младшего разряда выходной информации в 5 раз и повышение стабильности нулевого сигнала) с сохранением остальных тактико-технических характеристик прибора ГИВУС КИНД34-040. Немаловажными условиями так же являются минимизация сопутствующих доработке расходов и соблюдение жестких сроков по поставке лётных образцов для своевременной комплектации КА.

Суть доработки. Исходя из вышеописанных требований, было принято решение проводить доработки из условия неизменности чувствительного элемента и конструкции системы аморти-

Научный руководитель к.т.н., зам. начальника отделения ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В. И. Кузнецова» Шустов И.Е.

зации (так как данные элементы имеют сложную конструкцию и тщательная обработка их изменений невозможна в отведенные сроки). Поэтому модернизация велась за счёт имеющегося конструкторского запаса и путём доработки электронных устройств ГИВУС КИНД34-040 (преимущественно, отвечающих за параметры обратной связи измерительного канала) в том числе с задействованием опыта и схемотехнических решений, прошедших отработку в приборах аналогов типа КИНД34-020.

Доработка электронных устройств позволила:

- уменьшить цену младшего разряда выходной информации за счёт увеличения коэффициента преобразования ток-частота;
- уменьшить величину ШС за счёт изменения полосы пропускания усилителя обратной связи;
- увеличить стабильность нулевого сигнала в диапазоне рабочих температур за счёт изменения метода преобразования сигнала в усилителе обратной связи.

В связи с ужесточившимися требованиями к величине ШС была разработана и апробирована новая методика определения величины ШС, позволяющая минимизировать влияние внешних техногенных вибраций и силы тяжести (влияющей на поведение газодинамической опоры чувствительного элемента). Вместе с этим прошли отработку макеты новых виброгасящих оснований. Совокупность описанных мероприятий обеспечила возможность оценки ШС в условиях, близких к эксплуатационным.

Результаты лабораторных испытаний. Штатные устройства прибора КИНД34-040 прошли доработку в вышеописанном объёме и из них был собран двухканальный макет, в ходе испытаний которого получены результаты, представленные в таблице 1:

Т а б л и ц а 1

Параметры приборов в точном режиме

Параметр	КИНД34-040	Модернизированный прибор
диапазон измерения входной угловой скорости, °/с	±4	±2
величина импульса выходной информации, угл. с/имп	0,18	0,04
стабильность нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, в запуске, угл. с/с	0,3	0,03
величина ШС (1 СКО) при осреднении 0,1-10с, угл. с	2	0,15

Закключение. Из приведённых результатов видно, что уменьшение цены импульса закономерно привело и к уменьшению диапазона измерения. Однако, в отличие от прототипа, новый ГИВУС предназначен для эксплуатации в составе КА с намного меньшей динамикой углового движения и обновлённые значения диапазона измерения с запасом обеспечивают их потребности. В настоящее время продолжаются лабораторные испытания и доработки конструкции и электрического монтажа прибора, направленные на снижение величины ШС до значения 0,1 угл.с. Однако полученные результаты уже свидетельствуют о правильности выбранных схемотехнических решений и возможности реализации прецизионного измерителя на базе ГИВУС КИНД34-040. Сохранение при этом присущих КИНД34-040 широких эксплуатационных возможностей, сравнительно низких величин энергопотребления и габаритно-массовых характеристик, большого ресурса работы и надёжности сделает новый ГИВУС прибором, не имеющим аналогов на отечественном рынке, благодаря чему он сможет не только обеспечить потребности отечественной космонавтики в краткосрочной перспективе, но и заполнить пустующую нишу недорогих прецизионных измерителей для перспективных КА.

A. A. Volyntsev, A. V. Petrakov, O. A. Shchitina (FSUE «TSeNKI», Moscow). **Increasing the accuracy of advanced angular rate measurement device based on dynamically tuned gyroscopes**

The article is devoted to the issue of improving the accuracy of advanced angular rate measurement device based on dynamically tuned gyroscopes, used in the spacecraft control system. The prototype device is described, the selected volume of improvements is substantiated, the positive results of laboratory tests are presented, proving the possibility of creating a new device with improved characteristics.

УДК 681.2.088

А.А. КРЫЛОВ

(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ КАЛИБРОВКИ ДРЕЙФА НУЛЯ ГИРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ БЛОКОВ НА ОСНОВЕ МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

Сравниваются методики калибровки дрейфа нуля гироскопов по сигналам датчиков угловой скорости и линейного ускорения, а также и по навигационному решению. Исследуются применение метода наименьших квадратов и фильтра Калмана для оценивания дрейфа нуля при использовании различной измерительной информации. Оценивается применение этих методов к различным моделям дрейфа нуля путем имитационного моделирования.

Введение. Калибровка гироскопов (ГИБ) – процесс испытаний, заключающийся в определении калибровочных коэффициентов модели погрешностей ГИБ. Одна из наиболее значимых погрешностей микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков – дрейф нуля. Его калибровка заключается в устранении систематической составляющей погрешности при имеющейся нестабильности и наличии/отсутствии информации о ней.

Два наиболее распространённых варианта информационных выходов блоков датчиков (выходов ГИБ): три взаимно ортогональных измерения угловых скоростей и линейных ускорений относительно приборной системы координат и выходы бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) – три угла ориентации относительно географической системы координат, а также три проекции линейной скорости и три координаты относительно неё же. В зависимости от выходов подходы к калибровке существенно отличаются. Предыдущая работа [1] показала, что методы калибровки, использующие различные выходные данные, концептуально различаются. Из основных различий было выделено: первый вариант не учитывает шумы (нестабильности), но может получить информацию для их описания, для второго – необходима точная априорная информация по шумам.

В предлагаемой работе детально сравнивается отличие методик калибровки дрейфа нуля при использовании различных информационных выходов системы путём оценивания дрейфа двумя методами – методом наименьших квадратов и оптимальным фильтром Калмана, а также приводятся результаты имитационного моделирования этих **вариантов** на основе реальных характеристик МЭМС датчиков.

Общий сравнительный анализ методик. Для выяснения детальных отличий способов калибровки по первичным измерениям ГИБ и по навигационному решению БИНС предлагается использовать несколько общих моделей описания дрейфа, а также исследовать помимо классических подходов метод с оптимальной фильтрацией для варианта ГИБ и метода наименьших квадратов для варианта БИНС, а затем сравнить получившиеся результаты их применения. Важным вопросом является объём проводимых испытаний для каждого способа. Для методик, использующих оптимальную фильтрацию допустимо рассмотреть единичное включение. Для методик с измерениями в условиях отсутствия информации о шумах необходимо проводить несколько включений, чтобы на основе минимально необходимой статистики определить средние арифметические значения по способу метода наименьших квадратов.

В случае метода наименьших квадратов для варианта ГИБ измерения погрешностей доступны напрямую, и для определения искомым параметров достаточно приравнять средние арифметические значения по измерениям уравнению модели дрейфа. Для варианта БИНС потребуется набор численных решений дифференциальных уравнений для каждого измерения дрейфа **для перехода от навигационных параметров к сигналам датчиков.** При использовании оптимального фильтра Калмана для варианта ГИБ в вектор измерений входят дрейфы гироскопов и акселерометров, учитываются их шумы (нестабильности), а также шумы измерений [2], [3], [4]. Для варианта БИНС взят пример, когда в вектор измерений входит только координата.

Научный руководитель к.т.н., доцент Веремеенко К.К.

Так как измерения проводятся в неподвижном положении, общая для всей навигационной системы матрица динамики [5], [6] фильтра может быть упрощена и декомпозирована на три независимых канала (оси) измерений. Уравнение функционирования системы имеет вид:

$$\dot{x} = F \cdot \bar{x} + G \cdot \bar{w} \quad (1),$$

или для одного северного канала [7] в неподвижном положении:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ш}^2 & 0 & g & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \delta\omega_{\Gamma} \\ \delta n_A \end{bmatrix} \quad (2),$$

где x_1 – ошибка координаты, x_2 – ошибка линейной скорости, x_3 – ошибка угла ориентации, x_4 – постоянный сдвиг нуля гироскопа, x_5 – постоянный сдвиг нуля акселерометра, $\omega_{ш}$ – частота шулера, g – ускорение свободного падения, $\delta\omega_{\Gamma}$ – шум гироскопа, δn_A – шум акселерометра.

Варианты модели дрейфа. Использовались три варианта модели дрейфа. Первый, наиболее простой – аппроксимация константой (пример для выходов БИНС – рис.1). Второй – линейная функция вида $ax+b$. Третий метод – аппроксимация полиномами Лагранжа с коэффициентами на каждом временном отрезке (пример для выходов ГИБ – рис.2).

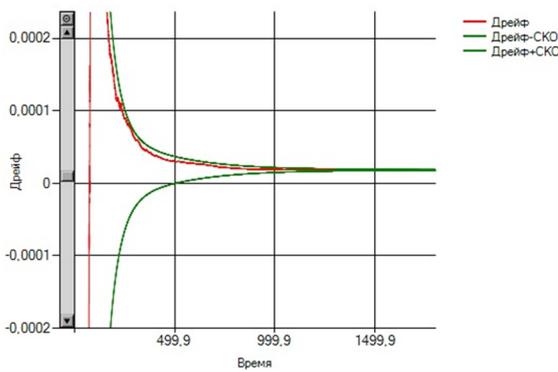


Рис.1. Сходимость аппроксимации по выводу БИНС (координате), метод фильтра Калмана, модель константы, дрейфа гироскопа и средне-квадратические отклонения от

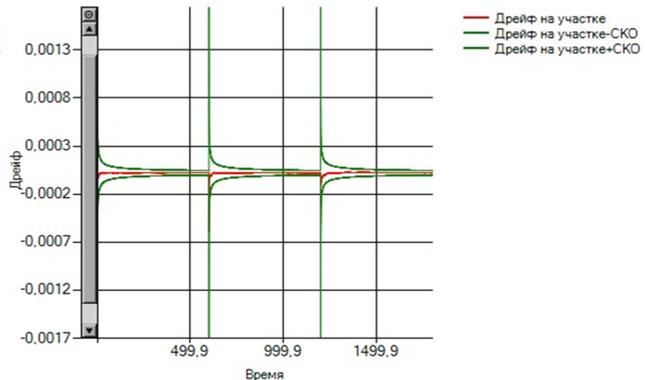


Рис.2. Сходимость аппроксимации по выводу ГИБ (гироскоп), метод фильтра Калмана, модель полиномов Лагранжа, s1 – дрейфа гироскопа; s0, s2 – его средне-квадратические отклонения

Результаты испытаний. Результаты имитационного моделирования приведены в таблице 1. Значения искомого дрейфа нуля по гироскопам и акселерометрам устанавливались близкими к реальным значениям МЭМС-датчиков (порядка 0.02°/с и 0.02g).

Таблица 1

Результаты имитационного моделирования для разных вариантов калибровки

Выходы	Метод наименьших квадратов		Фильтр Калмана	
	ГИБ	БИНС	ГИБ	БИНС
Точность (константа), %/с	0.0055	0.0052	0.0058	0.0067
Время достижения точности (константа), с	время испытания	время испытания	300	1000
Точность (линейный), %/с	0.0032	0.0041	0.0033	0.0045
Время достижения точности (линейный), с	время испытания	время испытания	140	1200
Точность (полином Лагранжа), %/с	0.002	0.0024	0.0022	0.0025
Время достижения точности (полином Лагранжа), с	время испытания	время испытания	600	1200

Заключение. Для всех рассмотренных вариантов калибровки результаты применения метода наименьших квадратов и фильтра Калмана приблизительно похожи, но незначительно лучший результат был достигнут в варианте с фильтром. Точность при оценивании по навигаци-

онному решению оказалась незначительно хуже по причине наличия дополнительных шумов измерений. Метод полиномов Лагранжа является расширением метода константы, следовательно, минимальное время достижения точности для фильтра Калмана будет суммарным временем достижения точности для каждой из констант.

По результатам проведенного исследования получены данные, которые позволяют более детально подойти к организации калибровочных испытаний, оценить погрешность при двух возможных вариантах использования выходной информации навигационной системы, оценить время, необходимое для калибровки (по данным времени сходимости в фильтре Калмана) и откорректировать методику.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Крылов А.А., Веремеенко К.К.** Сравнительный анализ вариантов калибровки гироскопических блоков на основе МЭМС-датчиков // 18-я международная конференция “Авиация и Космонавтика-2019”, с.94–95.
2. Ориентация и навигация подвижных объектов /Под ред. Б.С. Алёшина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. Физматлит, 2006, с. 331–349.
3. **С.С. Ривкин, Р.И. Иванов, А.В. Костров.** Статистическая оптимизация навигационных систем. Издательство “Судостроение”, 1976, с. 123–142.
4. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. Санкт-Петербург. Университет ИТМО. 2017. С. 70–82.
5. **Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Драницына Е.В., Степанов А.П.** О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трехгранника // Гироскопия и навигация. Том 24, № 1 (92), 2016, с. 36–48.
6. **Емельянец Г.И., Драницына Е.В., Блажнов Б.А.** О калибровке погрешностей бескарданного инерциального измерительного модуля на ВОГ в условиях стенда // Гироскопия и навигация, № 3(78), 2012, с. 55–63.
7. **Н.Т. Кузовков, О.С. Салычев.** Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. Изд-во “Машиностроение”. 1982. С. 90–95.

A.A. Krylov (Moscow Aviation Institute, Moscow). Comparative analysis for micromechanical gyroinertial blocks zero drift calibration methods

The report compares the calibration methods for zero drift in gyroinertial blocks with the the angular velocity and linear acceleration outputs, as well as with the coordinate output. The application of the least squares method and Kalman filter for estimation with various a priori information is exploring. The applications of various models of zero drift with these methods are evaluated by simulation.

УДК 681.51

Е. Н. КОМИН, М. В. ЯГУДИН
(Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана)

ФИЛЬТРАЦИЯ ДАННЫХ В КОНТУРЕ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ СЛЕДЯЩЕЙ СИСТЕМЫ

Исследуется возможность повышения плавности движения и снижения дрейфа следящих систем за счёт комплексирования сигнала с разных датчиков. Проводится анализ работы системы в различных режимах и особенностей работы различных датчиков с целью последующего синтеза контура управления, реализация модели контура и анализ его работы.

Введение. Сигнал угловой скорости, используемый в контуре обратной связи следящей системы, получаемый с датчика угла дифференцированием, при малых угловых скоростях имеет низкое соотношение сигнал/шум, что делает невозможным обеспечение высокой плавности движения при малых угловых скоростях привода. Корректирующий сигнал возможно снять с гироскопического датчика угловой скорости, но если требуемая угловая скорость движения сопоставима или меньше угловой скорости вращения Земли, то без использования дополнительной коррекции дрейф гироскопа (как смещение нуля, так и его кажущаяся составляющая) [1] значительно повысит общий дрейф системы, который, кроме того, будет изменяться при развороте платформы, положение которой в земной системе координат может быть неизвестно.

Наличие дрейфа следящей системы так же усложняет наведение на объект, так как в режиме наведения обратная связь по изображению ещё не установлена и требуется обеспечить минимизацию угловой ошибки какими-либо другими способами [2].

Целью работы является повышение плавности движения и снижение дрейфа следящей системы, содержащей емкостной цифровой датчик угла и волоконно-оптический гироскоп.

Анализ требований к фильтру. Точность датчика угла с цифровым выходом определяется углом, соответствующим единице младшего разряда, если этот угол проходит за время, близкое или большее периоду дискретизации системы. При дифференцировании такого сигнала получится сигнал, состоящий из импульсов, и требующий сглаживания фильтром низких частот. При уменьшении угловой скорости движения привода, частота среза этого фильтра так же будет уменьшаться и может снизиться до значений, меньших требуемой полосы пропускания системы, что сделает невозможным управление скоростью по сигналу с датчика угла. При больших скоростях движения платформы оптимальная частота среза такого фильтра будет в несколько раз ниже частоты дискретизации, которая выбирается на порядки больше требуемой полосы пропускания контура управления.

Таким образом, возможно комбинировать высокие частоты сигнала с датчика угловой скорости с низкими частотами дифференцированного сигнала с датчика угла. В этом случае, для плавной работы системы во всем требуемом диапазоне угловых скоростей, частоту разделения сигнала стоит выбирать по наименьшей требуемой угловой скорости.

При работе на малых угловых скоростях, что характерно для режима слежения за удалённым объектом, когда дрейф гироскопа изменяется медленно, такая система будет работать, однако в случае резкого разворота на большой угол, например, при переключении между объектами слежения, кажущийся дрейф гироскопа резко изменится, что вызовет временное увеличение дрейфа системы, пока это изменение не скомпенсируют частотные фильтры.

С другой стороны, резкий разворот на большой угол означает наличие большой угловой скорости, что делает возможным увеличение частоты разделения сигналов. Таким образом, с помощью использования системы с изменяемыми параметрами [3], возможно обеспечить снижение дрейфа системы и плавность движения во всём диапазоне угловых скоростей, если динамически изменять частоту разделения сигналов в зависимости от скорости движения привода.

Заключение. В работе произведён анализ дефектов сигналов угловой скорости, получаемых с используемых датчиков, последующий анализ требований к фильтру, позволяющему взаимно компенсировать эти дефекты, то есть повысить плавность и снизить дрейф следящей системы в двух основных режимах её работы – при движении с малыми угловыми скоростями и резком развороте на большие углы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Филатов Ю. В.** Волоконно-оптический гироскоп. М.: ЛЭТИ, 2003. С. 34–41.
2. **Беляев Б. М.** Современные методы проектирования следящих систем и регуляторов. М.: СЭПИ, 1985. С. 3-14.
3. **Бесекерский В. А., Попов Е. П.** Теория систем автоматического управления. М.: Профессия, 1975. С. 382-402.

E. N. Komin, M. V. Yagudin (BMSTU, Moscow). Data Filtering in Feedback Loop of Tracking System

The article explores the possibility of increasing the smoothness of movement and reducing the drift of tracking systems by combining the signal from different sensors. The analysis of the system in different modes and features of the various sensors is presented, with the aim of further synthesis of the control loop, the implementation of the loop model and analysis of its work.

УДК 629.7.05

А.А. ПОЛЯКОВА
 («Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», Москва)

УПРАВЛЯЕМАЯ КОМПЕНСАЦИЯ ОЦЕНОК ОШИБОК ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Рассматривается решение задачи адаптивной коррекции параметров ИНС по оценкам их ошибок, основанное на применении метода обратной задачи динамики для синтеза контура компенсации оценок, формируемых фильтром. Синтезирован алгоритм идентификации коэффициентов демпфирования оценок, основанный на использовании невязок между априорными и апостериорными оценками.

Введение. В настоящее время считается обоснованным [1,2] применение обобщенного фильтра Калмана (ОФК) для оценки ошибок инерциальных навигационных систем (ИНС) по информации от внешних измерителей. Типовая схема взаимодействия ИНС с датчиками внешней информации (ДВИ) показана на рисунке 1, где обозначены: Y – вектор параметров движения объекта; ПК – преобразователь координат; \wedge – символ оценки; $\hat{Y}_{i/i-1}$; $\hat{x}_{i/i-1}$ – прогнозные оценки вектора параметров и ошибок ИНС в момент времени $t = t_i$ после обработки Z_{i-1} наблюдений; $\hat{Y}_{i/i}$; $\hat{x}_{i/i}$ – оценки, скорректированные после обработки Z_i наблюдений; K_x – коэффициенты демпфирования оценок.

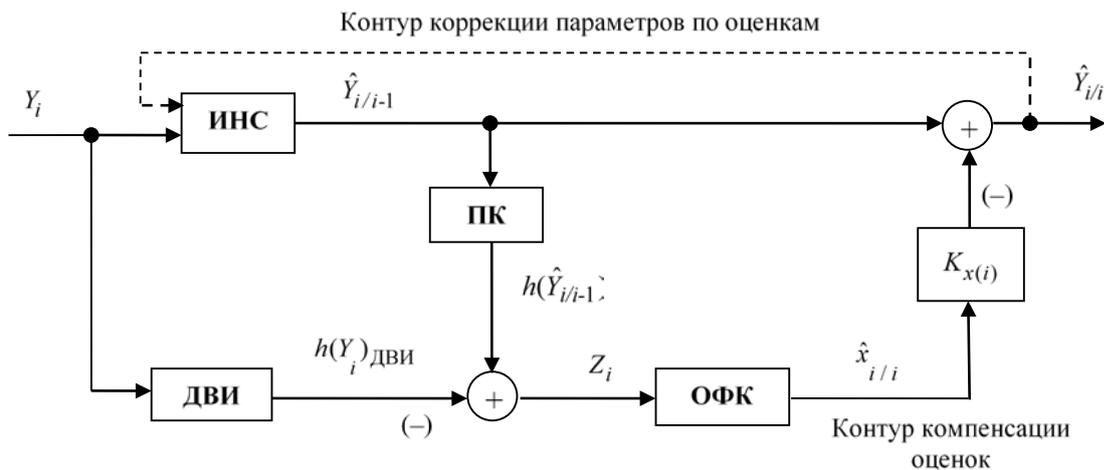


Рис.1. Структурная схема коррекции ИНС с ОФК в контуре оценивания ошибок

Типовыми являются следующие уравнения, описывающие функционирование ИНС с контурами оптимальной оценки ошибок в дискретном времени [2]:

- схема с контуром компенсации оценок (на рис. 1 без штриховой линии):

$$\hat{x}_{i/i} = \hat{x}_{i/i-1} + K_i(z_i - H_i \hat{x}_{i/i-1}); \hat{Y}_{i/i} = \hat{Y}_{i/i-1} - \hat{x}_{i/i}; \quad (1)$$

- схема с контуром коррекции параметров (на рис. 1 со штриховой линией):

$$\hat{x}_{i/i} = K_i z_i; \hat{Y}_{i/i} = \hat{Y}_{i/i-1} - \hat{x}_{i/i}; \hat{x}_{i/i} := 0, \quad (2)$$

где K_i – коэффициент усиления ОФК; H_i – матрица связи наблюдений с вектором ошибок.

Схема с контуром компенсации оценок (1) соответствует индикаторному режиму комплексирования ИНС и ДВИ. В этом режиме не обеспечиваются необходимые условия функционирования ОФК, связанные с линейностью оцениваемых ошибок. При реализации контура коррекции параметров ИНС по алгоритму (2) выполняется полная компенсация оценок и их после-

Научный руководитель д.т.н., доцент Чернодаров А.В.

дующее обнуление. Однако в этом случае из структуры ОФК исключается модуль прогноза ошибок, который поддерживает сглаживающие свойства ОФК. Поэтому ставится задача адаптивного управления оценками между моментами формирования наблюдений. Такое управление может быть реализовано с помощью коэффициентов демпфирования оценок K_x (см. рис. 1). Доклад посвящен синтезированию таких коэффициентов. Предлагаемое решение опирается на технологию обратных задач динамики [3].

Идентификация коэффициентов демпфирования оценок. Предлагается синтезировать коэффициенты демпфирования оценок по технологии обратных задач динамики [3]. В соответствии с такой технологией сформированные коэффициенты должны минимизировать отклонения числимых параметров ИНС от эталонных, полученных ДВИ. Рассматривается двухуровневая процедура оптимизации: на первом уровне по наблюдениям формируются оценки ошибок ИНС, на втором – оценки вектора коэффициентов демпфирования $\hat{\Lambda}_i = [\hat{\Lambda}_{1(i)}, \dots, \hat{\Lambda}_{n(i)}]^T$. Критерий оптимальности для вектора $\bar{\Lambda}_i$ предлагается строить на базе невязок η_i между априорными $\hat{x}_{i/i-1}$ и апостериорными $\hat{x}_{i/i}$ оценками вектора ошибок ИНС

$$\hat{\Lambda}_i = \arg \min_{\bar{\Lambda}_i} 0.5 \sum_{i=0}^{i_f} \eta_i^T P_{i/i}^{-1} \eta_i \text{ при условии } \bar{\Lambda}_i = \bar{\Lambda}_{i-1}, \quad (3)$$

где $\eta_i = v_i - \Phi_i \Lambda_i x_{i/i-1}$; $v_i = \Phi_i x_{i/i-1} - x_{i/i}$; $P_{i/i}$ – ковариационная матрица ошибок оценивания, сформированная в i -й момент времени после обработки i наблюдений. Φ_i – переходная матрица для вектора ошибок.

Решение задачи (3) получено по технологии Беллмана-Шриджара [4] путем формирования гамильтониана и канонических уравнений, из которых получается двухточечная краевая задача. Решение такой задачи относительно апостериорных оценок вектора $\hat{\Lambda}_{i/i}$ получено методом инвариантного погружения и имеет вид:

$$\begin{aligned} \hat{\Lambda}_{i/i-1} &= \hat{\Lambda}_{i-1/i-1}; S_{i/i-1} = S_{i-1/i-1} + N_i; \\ V_i &= (\hat{x}_{i/i-1} S_{i/i-1} \hat{x}_{i/i-1}^T + P_{i/i}); S_{i/i} = S_{i/i-1} - S_{i/i-1} \hat{x}_{i/i-1}^T V_i^{-1} \hat{x}_{i/i-1} S_{i/i-1}; \\ \hat{\Lambda}_{i/i} &= \hat{\Lambda}_{i/i-1} + S_{i/i} \hat{x}_{i/i-1}^T P_{i/i}^{-1} \eta_i, \end{aligned}$$

где $\hat{x}_{i/i-1} = \text{diag}[\hat{x}_{1(i/i-1)} \dots \hat{x}_{n(i/i-1)}]$; $\hat{\Lambda}_{i/i-1}$, $\hat{\Lambda}_{i-1/i-1}$ – соответственно прогнозная и скорректированная по невязкам η_i оценки вектора коэффициентов демпфирования ошибок; $S_{i/i-1}$; $S_{i/i}$ – соответственно прогнозная и скорректированная ковариационные матрицы ошибок формирования коэффициентов демпфирования; N – ковариационная матрица шумов.

Заключение. В докладе предложено решение задачи адаптивной коррекции параметров ИНС по оценкам их ошибок, основанное на применении метода обратной задачи динамики. Реализация такого метода опирается на идентификацию коэффициентов демпфирования оценок ошибок ИНС между сеансами наблюдений. Идентификация выполняется на основе обработки невязок между прогнозными и скорректированными по наблюдениям оценками. Проведенные экспериментальные исследования инерциально-спутниковой навигационной системы подтвердили работоспособность и эффективность применения разработанного метода.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.2. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. 509 с.
2. **Maybeck P.** Stochastic Models, Estimation and Control. N.Y.: Academic Press, 1982, Vol. 2.

3. **Крайлюк А.Д.** Алгоритмы траекторного управления на основе концепции обратных задач динамики в угломерных двухпозиционных системах радиомониторинга / А.Д. Крайлюк, В.И. Меркулов, В.П. Харьков, В.С. Чернов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2017. № 4. С. 3...17.
4. **Bellman R. E., Kagiwada H.H., Kalaba R.E., and Sridhar R.** Invariant Imbedding and Nonlinear Filtering Theory. J. Astronautical Sciences. 1966. Vol. 13. № 3. P. 110...115.

A.A. Polyakova (“NaukaSoft” Experimental Laboratory, Ltd. Moscow, Russian Federation). **Controlled compensation of inertial navigation systems error estimations**

The solution to the problem of inertial navigation system adaptive correction is considered based on navigation system errors estimations. The inverse dynamic problem is used to synthesize an extended Kalman filter estimation compensation loop.

УДК 681.2-2

А. В. ЛУКИН, И. А. ПОПОВ
(Санкт-Петербургский политехнический университет, Высшая школа механики и процессов управления)

Я. В. БЕЛЯЕВ, А. В. СТЯЖКИНА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»)

НЕЛИНЕЙНАЯ ДИНАМИКА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА RR-ТИПА В УСЛОВИЯХ ВИБРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Представлены результаты системного моделирования динамики микро-механического вибрационного гироскопа RR-типа. На основе конечно-элементных расчетов определены электромеханические характеристики датчика, необходимые для построения компактной нелинейной динамической модели чувствительного элемента. Выполнен анализ динамических режимов работы гироскопа, построены диаграммы возможных стационарных режимов в пространстве параметров, исследована их устойчивость.

Введение. Вопросам влияния вибраций, ударов и акустических помех на динамику микро-механического гироскопа (ММГ) RR-типа, разработанного АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», посвящено большое число работ [1-9]. Согласно известным результатам натурных испытаний [1-2,7], наблюдается интенсивное увеличение ложного выходного сигнала при действии поступательных вибраций вдоль оси первичных колебаний чувствительного элемента (ЧЭ). Наибольшая чувствительность к вибрациям отмечается на субкратных частотах по отношению в собственным частотам ЧЭ. В исследованиях, посвященных определению причин указанного явления, констатируется важность фактора нелинейности электростатической силовой характеристики датчиков угла и момента по оси вторичных колебаний [5]. Сложность динамики изучаемой электромеханической системы приводит к необходимости построения детальной и вычислительно эффективной математической модели гироскопа, адекватно отражающей конкретные геометрические, механические и электрические параметры датчика, а также параметры и принципы работы системы генерации и управления колебаниями – системной модели. Принцип системного моделирования состоит в синтезе подходов вычислительной механики, аналитической динамики и теории управления в целях создания компактных расчетных моделей исследуемого объекта, детально учитывающих его конкретные характеристики и условия работы и позволяющих при этом выполнять качественный (параметрический) анализ динамических режимов [10]. Предлагаемая работа посвящена системному моделированию динамики существующей конструкции ММГ RR-типа с целью анализа влияния конструктивных несовершенств и вибрационных воздействий на выходную характеристику датчика.

Этапы построения системной модели. На первом этапе был выполнен ряд расчетов существующей конструкции ЧЭ ММГ в конечно-элементной (КЭ) постановке: модальный, статический и гармонический анализ. На основе полученных результатов определены характеристики объекта, необходимые для моделирования его нелинейной динамики: массо-инерционные характеристики, собственные частоты, нелинейные силовые характеристики упругого подвеса и электродных структур по осям первичных и вторичных колебаний. На втором этапе с помощью методов аналитической динамики и асимптотических методов теории нелинейных колебаний построена компактная модель ЧЭ ММГ и проведена её верификация. Выполнен расчет динамических режимов работы ЧЭ ММГ, построены диаграммы возможных стационарных режимов в пространстве параметров, исследована их устойчивость.

Моделирование ММГ методом конечных элементов. Построенная КЭ-модель ЧЭ ММГ показана на рис. 1. С целью точного моделирования изгибных деформаций упругого подвеса (УП) и предотвращения эффекта «сдвигового запираения» («shear locking») используются квадратичные объемные элементы. Для конструкционного материала ММГ - монокристаллического кремния – принята анизотропная линейно-упругая модель. Расчет собственных частот и форм

колебаний ЧЭ показал существенное влияние фактора анизотропии материала на спектральные свойства системы. Для определения силовой характеристики УП ЧЭ проведена серия нелинейных статических расчетов при поворотах диска вокруг осей первичных и вторичных колебаний (ПК и ВК). Полученные зависимости аппроксимированы полиномиальными функциями для дальнейшего использования при динамических расчетах. Проведена также серия расчетов электрического поля в межэлектродных зазорах при изменении углов ориентации диска ММГ и определены нелинейные ёмкостные характеристики системы.

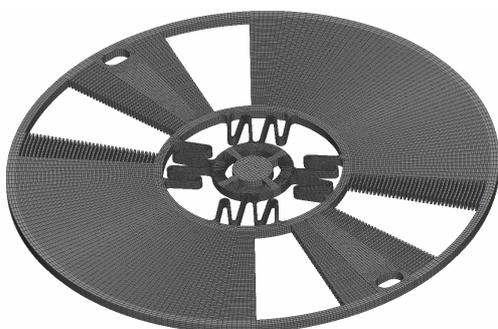


Рис. 1. КЭ-модель ЧЭ ММГ

Нелинейная динамика ЧЭ ММГ. Исследование динамики системы в пространстве параметров выполнено с помощью метода многих масштабов [11]. Детально изучено поведение ЧЭ ММГ в рабочем режиме. Установлено, что динамика ЧЭ в режимах совмещенных и разнесённых частот ПК и ВК существенно различна. При точной частотной подстройке отклик гироскопа по вторичной оси характеризуется широкими частотными диапазонами, на которых возможны несколько устойчивых стационарных режимов со сложной структурой перехода между режимами, что делает неоднозначным выходной сигнал датчика (рис. 2). При разнесённых

частотах наблюдается близкая к линейной зависимость амплитуды ВК от величины угловой скорости и высокая степень устойчивости системы к нестабильности рабочих частот. Анализ возможности увеличения амплитуды ПК показал неэффективность данного метода в силу значительного возрастания степени нелинейности выходной характеристики. Изучено влияние геометрических несовершенств конструкции и возмущений физико-механических свойств материала на динамику гироскопа (перекрестная жесткость и диссипация, несимметрия электродной структуры). Рассмотрены случаи действия поступательных и вращательных вибраций на вторичных и главном резонансах. Показано, что действие вращательных вибраций является основным источником ложного выходного сигнала для датчика рассматриваемой конструкции.

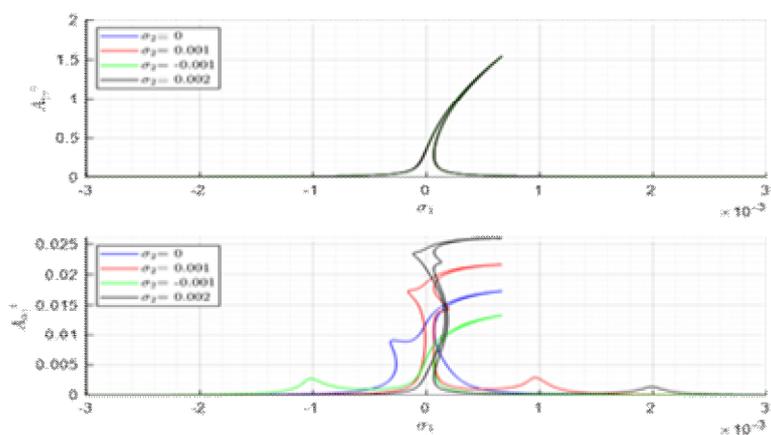


Рис. 2. АЧХ первичных и вторичных колебаний в режиме совмещенных частот

Заключение. В ходе работы разработана компактная нелинейная динамическая модель ЧЭ ММГ RR-типа, построенная на основе конечно-элементного расчета электромеханических характеристик ЧЭ. С использованием модели выполнен анализ динамических режимов ЧЭ ММГ и исследование причин влияния вибрационных воздействий. Построенная модель является достаточно универсальной и может использоваться на этапах совершенствования конструкции гироскопа и алгоритмов управления. В дальнейшем планируется провести сравнение полученных результатов с результатами натурных испытаний и рассмотреть динамику ММГ в режиме автогенерации первичных колебаний и компенсационного управления вторичными колебаниями.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-01-00537

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В. Г.** и др. Результаты испытаний установочной партии микромеханических гироскопов RR-типа. Гироскопия и навигация. 2011. № 1. С. 37–48.
2. **Евстифеев М. И.** и др. Результаты испытаний микромеханических гироскопов при механических воздействиях. Гироскопия и навигация. 2011. № 1. С. 49–58.
3. **Евстифеев М. И.** и др. Исследование динамики микромеханического гироскопа при механических воздействиях. Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2011. № 4 (74).
4. **Евстифеев М. И., Челпанов И. Б.** Вопросы обеспечения стойкости микромеханических гироскопов при механических воздействиях. Гироскопия и навигация. 2013. № 1. С. 119.
5. **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.
6. **Евстифеев М. И., Елисеев Д. П., Челпанов И. Б.** Методы повышения стойкости микромеханических гироскопов к механическим воздействиям. Гироскопия и навигация. 2014. № 4. С. 56–68.
7. **Некрасов Я. А.** и др. Влияние поступательных вибраций, ударов и акустических помех на характеристики микромеханического гироскопа. Гироскопия и навигация. 2016. № 2. С. 56–67.
8. **Евстифеев М. И., Елисеев Д. П.** Математическая модель емкостных гребенчатых преобразователей микромеханического гироскопа RR-типа с учетом вибрационных воздействий. Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. № 3.
9. **Баранова Е. А., Евстифеев М. И., Елисеев Д. П.** Моделирование воздействия поступательных вибраций на микромеханический гироскоп RR-типа компенсационного преобразования. Гироскопия и навигация. 2017. № 3. С. 86–96.
10. **Bechtold T.** et. al. System-level modelling of MEMS. Wiley-VCH, 2013. 538 p.
11. **Найфэ А.** Введение в методы возмущений. М.: МИР, 1984. 536 с.

A.V.Lukin, I.A.Popov, (High School of Mechanics and Control Processes, SPbPU, St.Petersburg), **Ya.V.Belyaev, A.V.Styazhkina** (Concern CSRI Elektropribor, St.Petersburg). **Nonlinear Dynamics of Micromechanical Wheel Gyroscope under Action of Vibrations**

The report presents the results of system-level modeling of the dynamics of RR-type micromechanical vibration gyroscope. On the basis of finite element calculations, the real electromechanical characteristics of the object are determined. A discrete nonlinear dynamic model of the sensing element is constructed. The dynamic modes of the gyroscope are analyzed, diagrams of possible stationary modes in the parameter space are constructed, and their stability is investigated.

УДК 531.383

Д. Х. МУХАМЕТЗЯНОВ
(ПАО «ПНППК», Пермь)Ю. В. ИВШИНА
(Пермский национальный исследовательский политехнический университет)**ОЦЕНКА АЗИМУТАЛЬНОЙ ОШИБКИ УСТАНОВКИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ
ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА НАКЛОННО-ПОВОРОТНОМ
СТОЛЕ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРИЕМО-СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Рассмотрена задача оценки азимутальной ошибки установки бесплатформенной инерциальной навигационной системы на наклонно-поворотном столе и систематических составляющих дрейфов горизонтальных гироскопов по результатам приемо-сдаточных испытаний прибора. Наблюдаемость параметров обеспечивается путем разворота, выставленного в горизонт прибора, вокруг вертикальной оси на известные углы.

Введение. Приемо-сдаточные испытания (ПСИ) бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) проводятся на наклонно-поворотном столе и подразумевают под собой определение угла курса методом гирокомпасирования на различных румбах. Прибор устанавливается на наклонно-поворотном столе с некоторой азимутальной ошибкой, которая влияет на результаты ПСИ. Ошибку установки прибора можно определить при помощи дополнительного измерителя, например, оптического теодолита. Работа посвящена оценке азимутальной ошибки установки БИНС на наклонно-поворотном столе и систематических составляющих дрейфов горизонтальных гироскопов при проведении ПСИ методом конечных поворотов без использования дополнительных измерителей.

Математическое описание задачи. Во время проведения ПСИ прибор устанавливается на нескольких румбах в статических положениях (около 10 минут) в горизонтальной плоскости. В каждом статическом положении методом гирокомпасирования определяется угол курса. Погрешности гирокомпасирования, полученные на различных румбах, проверяются на соответствие допустимым значениям. Для оценки азимутальной ошибки установки БИНС на стенде и дрейфов горизонтальных гироскопов рассматривается метод конечных поворотов. Согласно этому методу оценки названных параметров могут быть вычислены по осредненным значениям измерений проекций горизонтальной составляющей угловой скорости вращения Земли, полученных по показаниям соответствующих гироскопов.

Для иллюстрации метода запишем формулы показаний триады взаимно перпендикулярных гироскопов, ориентированных по осям системы координат связанной с БИНС (ССК). Если прибор установлен в плоскости горизонта, то показания гироскопов принимают вид [1,2,3]:

$$\begin{cases} \omega_x = U \cos \varphi \cos(\psi_k + \delta\psi_0) + \varepsilon_x + v_x(t), \\ \omega_y = U \sin \varphi + \varepsilon_y + v_y(t), \\ \omega_z = -U \cos \varphi \sin(\psi_k + \delta\psi_0) + \varepsilon_z + v_z(t), \end{cases} \quad (1)$$

где ω_x , ω_y , ω_z – показания гироскопов вдоль продольной, вертикальной и поперечной осей ССК соответственно; U – угловая скорость вращения Земли; φ – широта места; $\delta\psi_0$ – азимутальная ошибка установки прибора; ψ_k – истинные углы курса БИНС в статических положениях (углы конечных поворотов), k – номер положения ($k \in (1..n)$); n – количество положений ($n = 16$); ε_x , ε_y , ε_z – систематические составляющие дрейфов гироскопов; $v_x(t)$, $v_y(t)$, $v_z(t)$ – случайные составляющие дрейфов гироскопов.

Оценки интересующих параметров получены с помощью метода наименьших квадратов [4]. Для сведения задачи к линейной в вектор состояния вместо азимутальной ошибки $\delta\psi_0$ включены тригонометрические функции от этой величины (помимо систематических составляющих дрейфов горизонтальных гироскопов ε_x , ε_z).

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

Результаты. На рисунке 1 представлены показания продольного гироскопа и их описание с помощью модели (1), при этом курсовые углы наклонно-поворотного стола принимают значения 15, 45, 75, 91, 105, 135, 165, 181, 195, 225, 255, 271, 285, 315, 345, 361 градусов.

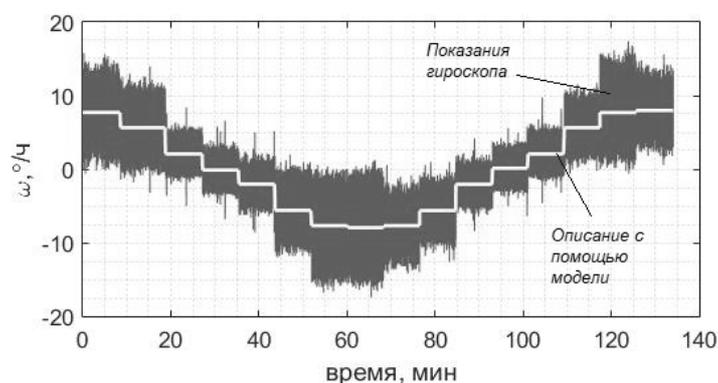


Рис. 1. Показания продольного гироскопа и их описание с помощью модели (1)

Оценка азимутальной ошибки производилась по показаниям продольного и поперечного гироскопов, результаты представлены на рисунке 2, а на рисунке 3 представлены результаты оценки систематической составляющей дрейфов горизонтальных гироскопов.

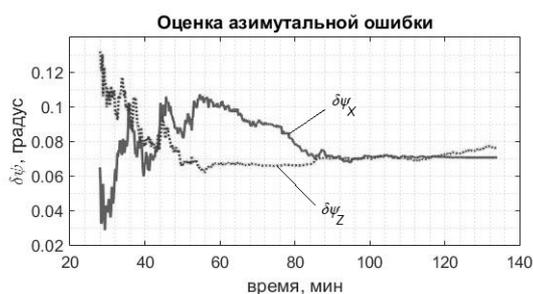


Рис. 2. Оценки азимутальной ошибки



Рис. 3. Оценки систематических составляющих дрейфов горизонтальных гироскопов

Средняя оценка азимутальной ошибки составила $\delta\psi_0=0,0732^\circ$, что соответствует показаниям, полученным с помощью оптического теодолита ($\delta\psi_0=0,0735^\circ$). Оценки систематических составляющих дрейфов горизонтальных гироскопов составили $\varepsilon_x=0,0025^\circ/\text{ч}$ и $\varepsilon_z=-0,0076^\circ/\text{ч}$. Также следует отметить, что названные параметры становятся наблюдаемыми только на третьем угле конечного поворота [5].

Заключение. Предложенную методику оценки азимутальной ошибки установки БИНС на наклонно-поворотном столе с помощью метода конечных поворотов можно использовать при ПСИ для контроля точности гироскопирования. Оценки систематических составляющих дрейфов горизонтальных гироскопов могут применяться для контроля соответствия допустимым значениям, а в случае повторяемости возможна их компенсация для повышения точности БИНС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Матвеев, В. В.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем : учеб. пос. / В. В. Матвеев, В. Я. Распопов. Санкт-Петербург: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
2. **Лян, Ц.** Система ориентации с модуляционным вращением на основе двух микромеханических инерциальных измерительных модулей // Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. Санкт-Петербург: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. 132 с.
3. **О. М. Евстифеева, С. В. Игнатьев, А. И. Чиликин.** Алгоритм выставки модуляционного гироскопуказателя на волоконно-оптических гироскопах для наземных транспортных средств // XX научно-техническая конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Сборник докладов. Санкт-Петербург: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. 52–57с.

4. **Степанов, О. А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания: науч. издание / Изд. 3-е, исправл. и доп. Санкт-Петербург: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 135–150.
5. **В. К. Егоров, Б. А. Радунский, Д. А. Тальский.** Методика построения графиков функций / 2-е изд. Москва: изд. «ВЫСШАЯ ШКОЛА», 2013. С. 100–103.

D.Kh. Mukhametzianov (Perm scientific-industrial instrument making company, Perm), **I.V. Ivshina** (Perm national research polytechnic university, Perm). **Azimuthal installation errors strapdown inertial navigation system on tilt-rotary table estimation by acceptance test**

The azimuthal installation errors strapdown inertial navigation system on tilt-rotary table and systematic drift horizontal gyros estimate problem is considered by acceptance test. The parameters' observability is achieved by turning navigation system horizontal position around vertical axis at known angles.

▪ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ ▪

УДК 681.88

Л.Б. ЛЮКУМОВИЧ

(Санкт-Петербургский политехнический университет)

А.О. КОСТРОМИТИН, В.В. ПОЛОЗОВ, Ф.В. СКЛЯРОВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербургский политехнический университет)

ИЗМЕРЕНИЕ ДЛИНЫ ОПТИЧЕСКОГО ВОЛОКНА ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

Исследуется интерферометрический метод измерения длины оптического волокна. Рассмотрена измерительная схема на основе интерферометра Маха-Цендера. Описана процедура измерений и выполнена экспериментальная апробация метода. Полученный результат может быть использован для выполнения измерений длины оптического волокна при разработке и производстве измерительных систем на основе интерферометрических волоконно-оптических датчиков.

Введение. В волоконной оптике для измерения длины оптического волокна существует несколько способов. Наиболее распространенным является использование рефлектометра. При изготовлении интерферометрических волоконно-оптических датчиков (ВОД) необходимо измерять длину оптических волокон в диапазоне от 10 м до 100 м с точностью менее 1 см [1, 2]. В процессе изготовления чувствительных элементов ВОД часть оптических волокон наматывается на цилиндрическое основание или в форме диска. Встроенный в намоточный станок счетчик длины из-за проскальзывания оптического волокна на счетном ролике обеспечивает точность 20 см.

Для измерения длины оптического волокна существуют серийно выпускаемые приборы. Например, оптический рефлектометр обратного рассеяния Luna 4600, обеспечивающий точность 10 мкм [3]. Этот тип рефлектометра существенно дороже, чем стандартный рефлектометр для волоконно-оптических линий связи, работающий во временной области, на основе Релеевского рассеяния и имеющий точность 1 м при диапазоне измерения длины до десятков километров. Для решения задачи измерения длины оптического волокна предлагается интерферометрический метод измерения длины оптического волокна, позволяющий использовать типовое лабораторное оборудование для научных исследований и обеспечить требуемую точность.

Описание метода. В методе используется интерферометрическая схема с двумя плечами на основе интерферометра Маха-Цендера. Измеряемый отрезок оптического волокна находится в одном из плеч. В основе метода лежит преобразование в интерферометре колебаний частоты лазера $\delta\nu(t)$ в колебания фазы $\delta\varphi(t)$ в случае ненулевой разности хода интерферирующих лучей ΔL . Если подать на вход интерферометра излучение от лазера с колебаниями частоты $\delta\nu(t)$ гармонической формы, то это приведет к колебаниям фазы $\delta\varphi(t)$ в плечах интерферометра с амплитудой $\delta\varphi_m$ прямо пропорциональной амплитуде колебаний частоты лазера $\delta\nu_m$:

$$\delta\varphi_m = \frac{2\pi \cdot \delta\nu_m \cdot n \cdot \Delta L}{c}, \quad (1)$$

где c – скорость света в вакууме, n – показатель преломления оптического волокна. Для определения величины ΔL необходимо задать фиксированное значение амплитуде δv_m и определить значение $\delta \varphi_m$. Амплитуда $\delta \varphi_m$ определяется с формированием в интерферометре сигнала вспомогательной фазовой модуляции $\psi(t)$ и алгоритмов фазовой демодуляции, описанных в статьях [4, 5]. В этом случае колебания оптической мощности $P(t)$ на выходе интерферометра описываются выражением:

$$P(t) = P_0 + P_m \cdot \cos(\delta \varphi(t) + \psi(t)), \quad (2)$$

где P_0 – постоянная составляющая, P_m – амплитуда колебаний мощности.

Для создания оптического излучения с колебаниями частоты подходит полупроводниковый лазер, в котором модуляция частоты выполняется модуляцией тока. В этом случае δv_m будет связана с амплитудой модуляции тока I_m коэффициентом модуляции частоты K_v [МГц/мА]. Параметр K_v может быть взят из спецификации лазера или в случае отсутствия значения параметра определен экспериментально по методике из статьи [6]. Часто не удается с достаточной точностью определить амплитуду I_m так как коэффициент модуляции тока [мА/В] для большинства драйверов лазера задается с точностью 10 %, а также имеет зависимость от частоты. Поэтому проще экспериментально определить коэффициент пропорциональности K_L [рад/м] между $\delta \varphi_m$ и ΔL при фиксированной амплитуде δv_m . Для нескольких известных значений ΔL определяются значения $\delta \varphi_m$. По полученной экспериментальной зависимости $\delta \varphi_m$ (ΔL) выполняется линейная аппроксимация и определяется значение K_L . При измерениях длины оптического волокна интерферометрическим методом величина ΔL определяется по формуле:

$$\Delta L = \frac{\delta \varphi_m}{K_L}. \quad (3)$$

Экспериментальная апробация. Для исследования интерферометрического метода измерения длины оптического волокна собрана экспериментальная установка.

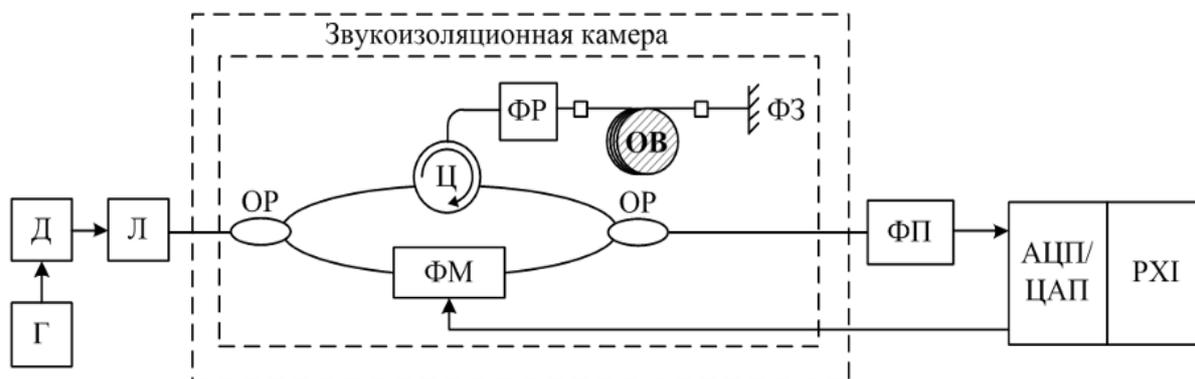


Рис. 1. Экспериментальная установка

В этой установке (рис. 1) использовался полупроводниковый лазер с внешним резонатором (Л), управляемый драйвером (Д). На вход модуляции тока лазера подавался гармонический сигнал от генератора (Г) с частотой 1 кГц. Оптическое излучение от лазера поступало на вход интерферометра Маха-Цендера образованного двумя оптическими разветвителями (ОР) с сохранением поляризации. В нижнем плече интерферометра для формирования сигнала $\psi(t)$ находится фазовый модулятор (ФМ) на основе кристалла ниобата лития. Верхнее плечо состоит из циркулятора (Ц) с сохранением поляризации, фарадеевского ротатора (ФР), измеряемого отрезка оптического волокна (ОВ) и фарадеевского зеркала (ФЗ). В такой схеме свет, прошедший через верхнее плечо, сохранит состояние поляризации при измерении длины изотропного оптического волокна. Для обработки сигнала интерферометра использовалось измерительное шасси (РХИ) с модулем вычислителя и адаптером АЦП/ЦАП. Оптический сигнал с выхода интерферометра преобразовывался фотоприемником (ФП) в электрический и

поступал на АЦП адаптера. С ЦАП адаптера подавался сигнал вспомогательной фазовой модуляции с частотой 80 кГц.

Для тестирования метода взяты несколько волоконно-оптических патч-кордов обеспечивающих ΔL в диапазоне от 10 до 50 см. Была выполнена описанная выше процедура калибровки (рис. 2) с учетом длины выводов элементов оптической схемы.

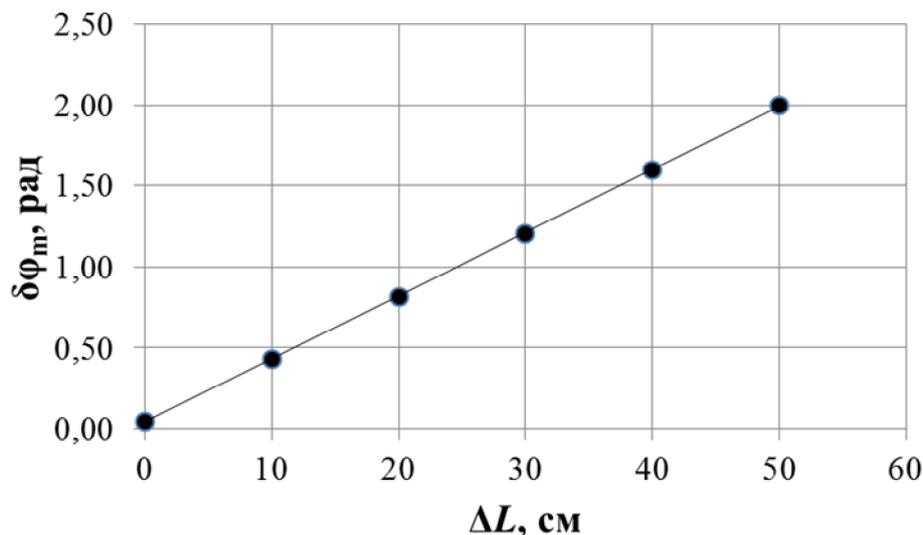


Рис. 2. Зависимость $\delta\phi(\Delta L)$

Экспериментальная апробация показала, что интерферометрический метод при использовании полупроводникового лазера обеспечивает точность 5 мм для $\Delta L \leq 5$ м и 1 см для $5 \text{ м} < \Delta L \leq 10$ м. Изменение точности измерения длины связано с уменьшением отношения сигнал/шум в сигнале (2) при увеличении ΔL , из-за влияния флуктуаций частоты лазера. Использование волоконного лазера с шириной линии излучения $\Delta\nu < 100$ Гц (типичное значение для полупроводникового лазера $\Delta\nu < 1$ МГц), позволяет выполнять измерение для $1 \text{ м} < \Delta L \leq 100$ м с точностью 2 мм. В этом случае модуляция частоты выполняется с использованием пьезокерамического модулятора встроенного в оптическую схему волоконного лазера. Из-за ограничений на амплитуду сигнала подаваемого на пьезокерамический модулятор волоконного лазера измерения $\Delta L < 1$ м могут быть выполнены только с использованием полупроводникового лазера.

Заключение. Предложенный интерферометрический метод измерения длины оптического волокна обеспечивает требуемую точность для изготовления интерферометрических ВОД. В зависимости от длины ВОД используется полупроводниковый или волоконный лазер. Метод был экспериментально проверен для измерения разности хода интерферирующих лучей одиночных ВОД. В дальнейшем планируется протестировать метод для массива ВОД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Калшо Б. Оптоволоконные сенсоры: принципы и компоненты. Вып. 1. М.: Мир, 1992. 438 с.
2. Удд Э. Волоконно-оптические датчики: Вводный курс для инженеров и научных работников. М.: Техносфера, 2008. 450 с.
3. Колмогоров О.В., Щипунов А.Н., Прохоров Д.В., Донченко С.С., Оптический рефлектометр для прецизионных измерений – схема и результаты теоретических и экспериментальных исследований // Прикладная фотоника. Т. 5. № 1-2, 2018. С. 92–101.
4. Liokumovich L., Medvedev A., Muravyov K., Skliarov P. and Ushakov N., Signal detection algorithms for interferometric sensors with harmonic phase modulation: distortion analysis and suppression, Appl. Opt. 2017. vol. 56 (28), p.p.7960–7968.
5. Liokumovich L., Muravyov K., Skliarov P., Ushakov N., Signal detection algorithms for interferometric sensors with harmonic phase modulation: Miscalibration of modulation parameters, Applied Optics, vol. 57 (25), 2018, pp. 7127-7134.

6. **Скляр Ф.В., Костромитин А.О., Муравьев К.В., Лиокумович Л.Б.** Измерение амплитуды вспомогательной модуляции интерференционного сигнала при модуляции тока лазера // Материалы научной конференции «Неделя науки СПбПУ» с международным участием, 2019, 426 с.

L.B. Liokumovich, (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Saint Petersburg); **A.O. Kostromitin, V.V. Polozov, P.V. Skliarov**, (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Saint Petersburg) **Measurement of optical fiber length by interferometric method**

This work is devoted to the study of the interferometric method for measuring the length of an optical fiber. A measurement scheme based on the Mach-Zener interferometer is considered. For the proposed method, the measurement procedure is described and experimental testing is performed. The obtained result can be used to perform measurements of the optical fiber length in the development and production of measurement systems based on interferometric fiber-optic sensors.

УДК 681.51

Д. Р. ДЕВЕТЬЯРОВ, А. А. РЕУЦКИЙ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», Санкт-Петербург)

МАЛОГАБАРИТНЫЙ КРИОТЕРМОСТАТ С ХЛАДАГЕНТОМ ИЗ ТВЕРДОГО ДИОКСИДА УГЛЕРОДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ СВЕТОВОДОВ

Предложена конструкция малогабаритного криотермостата для исследования влияния гамма облучения на оптические потери одномодовых фторсиликатных волоконных световодов на длине волны 1.31 мкм. Выявлено снижение их радиационной стойкости с понижением температуры испытаний от +25 до минус 60 °С.

Введение. При эксплуатации в космическом и воздушном околоземном пространствах летательные аппараты подвергаются воздействию радиации и низких (менее минус 50 °С) температур. Для повышения надежности функционирования оптоэлектронных систем таких аппаратов выдвигаются требования по радиационным испытаниям их элементной базы при низких температурах. В особенности это относится к волоконным световодам, наиболее стойкими из которых являются оптические волокна с сердцевиной из чистого кварцевого стекла и оболочкой, легированной фтором [1-3].

Исследование влияния радиационного воздействия на волоконные световоды при температурах менее минус 50 °С возможно с использованием малогабаритных криостатов дроссельного типа [4], обладающих большими габаритными размерами (от 65 см в высоту) и требующих электропитание, что затрудняет необходимое в ряде случаев быстрое перемещение криостатов с образцами в зону заданной лучевой нагрузки. Без потребления электрической энергии могут работать малогабаритные криостаты с использованием хладагентов. В открытых источниках научно-технической информации сведений о такого рода разработках обнаружено не было.

Доклад посвящен разработке и анализу малогабаритного криотермостата на основе хладагента из твердого диоксида углерода для проведения радиационных низкотемпературных испытаний одномодовых фторсиликатных волоконных световодов.

Расчеты и изготовление криотермостата. На рис. 1 представлена принципиальная конструкция криотермостата с теплоизоляционной стенкой из пенополистирола. Тепловой поток, затрачиваемый на испарение твердого диоксида углерода (9), из окружающей воздушной среды проходит через блок термостабилизации (2), рабочую камеру (3), блок термостабилизации (6) и терморегулирующий экран (7), толщина которого определяет температуру рабочей камеры. Ее термостабилизация обеспечивается стационарным тепловым потоком, затрачиваемым на сублимацию твердого диоксида углерода. Отличительной особенностью криотермостата является наличие блока термостабилизации в виде массивного бруска из дюралюминиевого сплава, обеспечивающего за счет высокой теплопроводности однородность температурного поля рабочей камеры. В то же время его большая теплоемкость ослабляет влияние загружаемых образцов на температуру рабочей камеры.

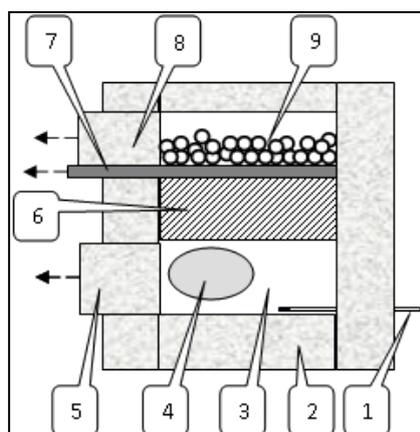


Рис. 1 Принципиальная конструкция криотермостата

Для определения влияния параметров малогабаритного криотермостата на температуру рабочей камеры проведены теплотехнические расчеты одномерной задачи для постоянного стационарного теплового потока (Q) через стенки, находящиеся в тепловом контакте [5]:

$$Q = \lambda_1(S_1/\delta_1)(T_1-T_2), \quad (1)$$

$$Q = \lambda_2(S_2/\delta_2)(T_3-T_4), \quad (2)$$

$$Q = \lambda_3(S_3/\delta_3)(T_4-T_5), \quad (3)$$

где $\lambda_1 S_1/\delta_1$, $\lambda_2 S_2/\delta_2$ и $\lambda_3 S_3/\delta_3$ - коэффициенты теплопроводности, площадь и толщина слоя теплоизоляционной стенки, бруска из дюралюминиевого сплава и терморегулирующего экрана соответственно; T - температура К на границе: окружающей атмосферы и теплоизоляционной стенки (T_1), теплоизоляционной стенки и атмосферы рабочей камеры (T_2), атмосферы рабочей камеры и бруска из дюралюминиевого сплава (T_3), бруска из дюралюминиевого сплава и экрана (T_4), экрана - твердого диоксида углерода (T_5).

Их совместное решение дает в неявном виде зависимости T_2 от δ_3 :

$$T_2 = (C_1 T_1 (C_3 + C_2)/C_2 + C_3 T_5) / ((C_1 + C_2)(C_3 + C_2)/C_2 - C_2), \quad (4)$$

где C_i равно $\lambda_i S_i/\delta_i$.

Расчеты основываются на следующих допущениях:

- T_1 равно температуре окружающей среды (293 К),
- T_3 равно T_2 благодаря высокой эффективности конвективного теплообмена в воздушной среде рабочей камеры,
- T_5 определяется температурой сублимации твердого диоксида углерода (195 К).

При определении S_1 учитывали всю поверхность пенополистирола рабочей камеры.

Экспериментальный образец криотермостата с габаритами 300x300x300 мм имел объем рабочей камеры 1100 см³ и массу бруска из дюралюминиевого сплава \approx 4 кг.

На основании параметров материалов криотермостата (таблица 1) и уравнения (4) была рассчитана зависимость температуры рабочей камеры от толщины теплоизоляционного экрана (рис.1).

Таблица 1

Параметры материалов криотермостата

Материал	Пенополистирол ПСБ -25 для блока термостабилизации	Сплав Д - 16	Пенополистирол ПСБ -50 для экрана
λ , Вт/(м·К)	0.04	160	0.04
S , м ²	0.05	0.029	0.029
δ , м	0.05	0.05	0-0.04

При испытаниях криотермостата с тепловым экраном толщиной 7 мм температура колебалась от минус 59° до минус 61°С, что менее, чем на 4% расходится с расчетными данными: при 7 мм толщине теплового экрана температура рабочей зоны должна быть на уровне минус 60°С.

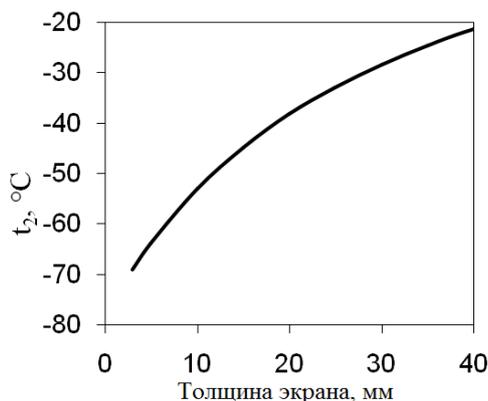


Рис. 2. Расчетная зависимость температуры рабочей камеры от толщины экрана.

Радиационные испытания. Для радиационных испытаний изготовлены образцы одномодовых волоконных световодов с сердцевиной из чистого кварцевого стекла и фторсиликатной оболочкой известным методом модифицированного химического парофазного осаждения [1]. В отличие от этого способа фторсиликатную оболочку наносили двухстадийным методом, а в процессе высокотемпературного сжатия заготовки ее внутренний канал продували азотом, содержащим не более $1 \cdot 10^{-5}$ масс % влаги. Длина волны отсечки высшей моды LP₁₁ соответствовала 1.2 мкм. Образцы ВС представляли собой отрезки волоконных световодов

длиной 100м, смотанные в бухты диаметром 20 см.

Загрузка в рабочую камеру криотермостата для радиационных испытаний образца (масса образца составляла 8 г) привела к временному повышению температуры с минус 60 до ми-

нус 59°C . За счет малых габаритов и веса конструкция криотермостата позволила ускоренно вводить испытуемый образец волоконного световода в необходимую энергетическую зону облучения и обеспечить температуру испытаний минус 60°C .

Измерения наведенных радиацией оптических потерь (РНП) проводились 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 в оптическом тестере EXFO FOT-600 перед вводом в ВС ослабляли до 4 мВт. Эта величина является пороговым уровнем, выше которого возможно фотообесцвечивание радиационных дефектов [6]. Измерения при температуре минус 60°C проводили при ускоренном вводе образца с криотермостатом в зону облучения (не более 4 с), в то время как испытания при комнатной температуре осуществляли в штатном режиме введения излучателя в зону облучения. Результаты представлены на рис. 3.

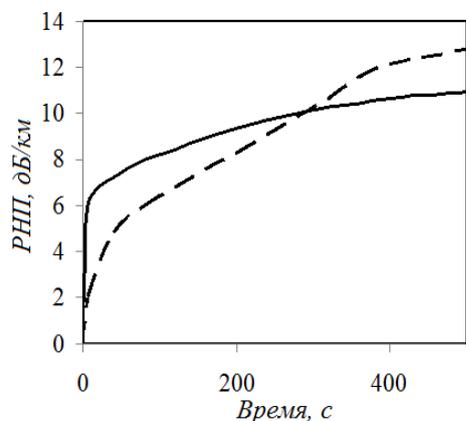


Рис. 3. Результаты измерения РНП при температуре минус 60°C (сплошная линия) и 25°C (пунктирная линия).

Заключение. Разработан простой по конструкции малогабаритный криотермостат, функционирующий на основе хладагента из твердого диоксида углерода, позволяющий обеспечить поддержание стабильной низкой (до минус $60\pm 1^{\circ}\text{C}$) температуры образца при испытаниях радиационной стойкости волоконных световодов.

Проведены испытания радиационной стойкости, в ходе которых выявлено увеличение радиационно-наведенных потерь с понижением температуры у образцов волоконных световодов с сердцевиной из чистого кварцевого стекла и фторсиликатной оболочкой. Данный эффект свидетельствует о вкладе высокой энергии колебаний атомов в процесс образования дефектов, приводящих, как установлено в работе [2], к рассеянию излучения в длинноволновой области прозрачности кварцевого стекла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Kashaykin P.F., Tomashuk A.L., Dianov E.M., Nishchev K.N., Salgansky M.Y., Abramov A.N., Guryanov A.N. // J. Lightw. Technol. 2015. V. 33. N 9. P. 1788-1793. DOI:10.1109/JLT.2015.2394806.
2. Bisyarin M.A., Dukelskiy K.V., Eronyan M.A., Komarov A.V., Lomasov V.N., Meshkovskiy I.K., Reutsky A.A., Shcheglov A.A. and Ustinov S.V. // Mater. Res. Express, 2019. V. 6. 026202. <https://doi.org/10.088/2053-1591/aec3f>.
3. Tomashuk A.L., Levchenko A.E., Dianov E.M., Filippov A.V., Moiseenko A.N., Bychkova E.A., Tatsenko O.M., Zavialov N.V., Grunin A.V., Batova E.T., Salgansky M.Y., Guryanov A.N., Kashaykin P.F., Azanova I.S., Tsibinogina M.K. // J. Lightw. Technol. 2017. V. 35. N 11. P. 2143-2149. DOI: 10.1109/JLT.2016.2623359
4. Архаров А. М., Марфенина И. В., Микулин Е. И. Криогенные системы. Основы теории и расчета. М: Машиностроение, 1996. Том 1. 576 с.
5. Крейт Ф. Блэк У. Основы теплопередачи. М: Мир, 1983. 513 с.
6. Долгов И.И., Иванов Г.А., Чаморовский Ю.К., Яковлев М.Я. // Фотон-экспресс – Наука. 2005. № 6. С. 4–10.

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

A simple design of a small cryothermostat is proposed to study the effect of gamma irradiation on optical losses of single-mode fluorosilicate light guides at a wavelength of 1.31 μm . An increase in their radiation resistance with a decrease in the test temperature from + 25 to minus 60°C was found.

УДК 621.3.08

Л.С. АНОХИНА, Е.В. ШАЛЫМОВ
 (Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
 им. В. И. Ульянова (Ленина))

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ УГЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОПТИЧЕСКИХ ШКАЛ ИЗ МЕТАПОВЕРХНОСТЕЙ

Предложен новый подход к созданию оптического преобразователя угла поворота основанный на использовании угловой шкалы из метаповерхности. Рассматривается простейший вариант реализации и один из возможных путей его совершенствования.

Введение. Вне зависимости от типа все оптические преобразователи угла (ПУ) поворота включают в себя угловую шкалу и устройство считывающее поворот угловой шкалы. Размер ПУ ограничен размерами (диаметром) его угловой шкалы. У имеющихся на рынке оптических ПУ минимальный диаметр угловых шкал ограничен 3-7 мм. Существуют прототипы характеризующиеся и меньшими размерами: диаметр шкалы 1 мм, но при разрешении 12 импульсов на оборот (т.е. разрешение угла поворота 30°) [1]. Это объясняется тем, что при использовании в оптических ПУ традиционных шкал в виде диска с оптическим растром потенциал миниатюризации ограничен падением разрешения. Значительно снизить габаритные размеры шкал ПУ без уменьшения их разрешения можно за счет использования наноструктурированных материалов. Поляризационно-частотные характеристики наноструктурированных метаповерхностей (МП) зависят от ориентации их метаатомов относительно падающего оптического излучения [2], что позволяет использовать МП в качестве шкал ПУ. Таким образом, существует возможность создания нового типа ПУ на основе уже известного эффекта, который ранее использовался в задачах оптической фильтрации и изготовления голограмм. При этом габаритные размеры МП, которые можно использовать в качестве угловых шкал, составляют единицы – десятки мкм [3, 4]. Реализовать ПУ можно с помощью зависимости амплитудного или фазового отклика МП от ее угла поворота. При использовании фазового отклика измерительный сигнал формируется в результате интерференции опорной волны и волны рассеянной метаповерхностью [5]. При миниатюрном исполнении ПУ это затрудняет его практическую реализацию. В работе рассмотрен подход к созданию оптического преобразователя угла, основанный на использовании амплитудного отклика МП, так как его проще реализовать на практике.

Оптические преобразователи угла на основе шкал из метаповерхностей. Рассмотрим взаимодействие света МП на примере структуры приведенной на рис. 1. Пусть волна линейно поляризованная вдоль оси y падает на МП составленную из массива одинаково ориентированных плазмонных наностержней. Тогда электрическое поле этой волны E_1 поляризует наностержни вдоль их оси p . Поляризованные наностержни формируют рассеянное поле E_2 . Установив за МП линейный поляризатор можно выделить x -компоненту рассеянного поля E_{2x} , амплитуда которой зависит от угла поворота МП θ :

$$|E_{2x}| = |k \cdot (E_1 \cdot \cos(\theta)) \cdot \sin(\theta)| = 0,5 \cdot k \cdot |E_1| \cdot |\sin(2\theta)|, \quad (1)$$

где k – коэффициент пропорциональности зависящий от материала метаатомов, их резонансной частоты и т.д.

Таким образом, у МП наблюдается зависимость амплитуды кроссполяризованной составляющей рассеянного МП поля от поворота плоскости поляризации

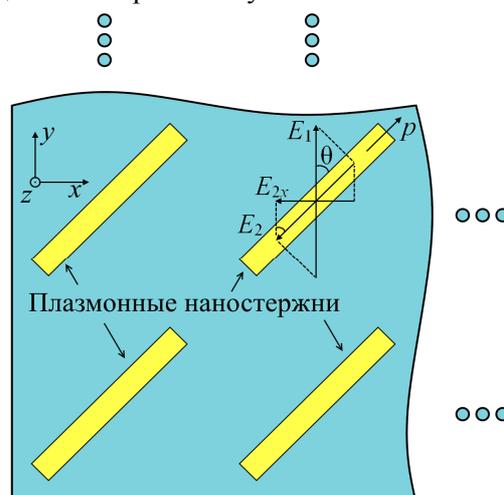


Рис. 1. Метаповерхность составленная из плазмонных наностержней

падающего оптического излучения. Этот факт можно использовать для преобразования угла поворота МП или объекта, на который она установлена.

Проще всего реализовать ПУ с использованием шкал из МП в соответствии со схемой приведенной на рис. 2а. на которой показано, что линейно поляризованный свет от источника падает на описанную выше МП. Установленный за МП поляризатор пропускает на фотоприемник кроссполяризованную составляющую рассеянного МП поля. Мощность излучения, падающего на фотоприемник, определяется квадратом выражения (1) и зависит от угла поворота θ (рис. 2б).

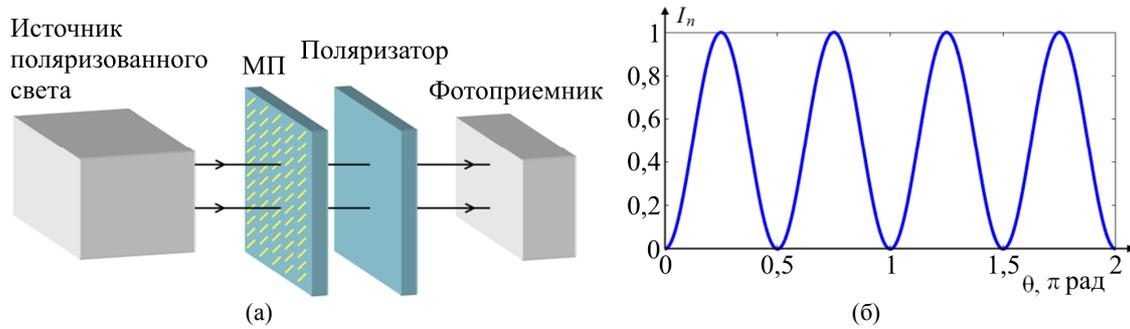


Рис. 2. Простейший вариант реализации ПУ на МП (а), нормированная мощность излучения падающего на фотоприемник (б)

Если генерировать счетные импульсы по максимумам и минимумам мощности излучения, падающего на фотоприемник, то можно получать счетные импульсы каждые 0,25 рад (реализовать преобразование угла с разрешением 45° , см. рис. 2б). При использовании МП составленной из массива плазмонных наностержней, пересекающихся под углом $67,5^\circ$, разрешение ПУ можно улучшить до $22,5^\circ$, что с учетом потенциала миниатюризации (габаритные размеры МП, которые можно использовать в качестве угловых шкал ПУ, составляют единицы – десятки мкм.) уже представляет практический интерес, например, в рамках развития мини- и микроразмерных роботов. Все приведенные выше рассуждения справедливы не только для МП составленной из массива плазмонных наностержней, но и для других типов МП, например, составленных из С-образных антенн [4]. Однако необходимым условием чувствительности к углу поворота является отсутствие осевой симметрии у метаатомов (стержни, С-образные, V-образные и т.п.) или/и у структуры системы в целом (например, различные периоды следования метаатомов вдоль двух ортогональных осей).

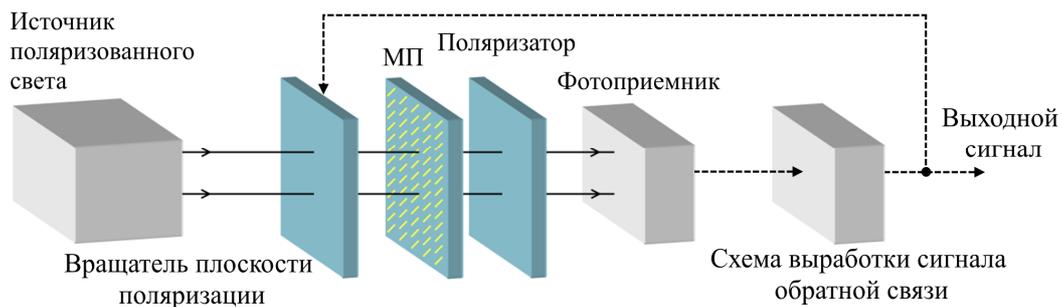


Рис. 3. Модифицированная схема ПУ на МП

Стоит отметить, что рассмотренный выше простейший вариант реализации ПУ на МП имеет некоторые недостатки. В частности, он не позволяет определять направление поворота. Чтобы снять эти недостатки можно установить перед МП элемент, позволяющий управляемо изменять состояние поляризации (поворачивать плоскость поляризации) и включить его в петлю отрицательной обратной связи (рис. 3). За счет этого можно зафиксировать рабочую точку на наиболее крутом и линейном участке выходной характеристики (рис. 2б) и реализовать компенсационный метод измерения угла θ . В результате можно будет определить направление вращения, повысить разрешение до $0,5^\circ$. Управляющий состоянием поляризации элемент может быть интегрирован с описанной МП на одной подложке [6].

Заключение. Предложен новый подход к созданию *оптического преобразователя угла*, основанный на использовании угловой шкалы из МП. Габаритные размеры МП, которые можно использовать в качестве угловых шкал ПУ, составляют единицы – десятки мкм. Рассмотрен простейший ПУ реализующий этот подход. Если использовать в виде шкалы МП в виде массива плазмонных наностержней, пересекающихся под углом $67,5^\circ$, разрешение ПУ должно составить $22,5^\circ$. Рассмотрен один из возможных путей усовершенствования ПУ на МП, который заключается в использовании элемента позволяющий управляемо изменять состояние поляризации и реализации компенсационного метода измерения угла поворота. Это позволяет определить направление вращения и повысить разрешение до $0,5^\circ$.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Pang D.-C., Lai Y.-W.** Rapid Prototyping of a Micromotor with an Optical Rotary Encoder. *Micromachines*. 2017. Vol. 8. № 6. P. 174.
2. **Ding F., Yang Y., Deshpande R.A. et al.** A review of gap-surface plasmon metasurfaces: fundamentals and applications. *Nanophotonics*. 2018. Vol. 7. № 6. P. 1129–1156.
3. **Shrestha V.R., Park C.-S., Lee S.-S.** Enhancement of color saturation and color gamut enabled by a dual-band color filter exhibiting an adjustable spectral response. *Opt. Express*. 2014. Vol. 22. № 3. P. 3691–3704.
4. **Liu L., Zhang X. Kenney M. et al.** Broadband Metasurfaces with Simultaneous Control of Phase and Amplitude. *Adv. Mater.* 2014. Vol. 26. P. 5031–5036.
5. **Efremova E.A., Nikolaeva N.A., Shalymov E.V. et al.** The main ways of applying nanostructured metasurfaces in rotation angle sensors. *Proc. SPIE*. 2019. Vol. 11028. P. 110280X.
6. **Park C.-H., Yoon Y.-T., Shrestha V.R. et al.** Electrically tunable color filter based on a polarization-tailored nanophotonic dichroic resonator featuring an asymmetric subwavelength grating. *Opt. Express*. 2013. Vol. 21. № 23. P. 28783–28793.

L.S. Anokhina, E.V. Shalymov (St.-Petersburg State Electrotechnical University “LETI”, St.-Petersburg) **Angle conversion using optical metasurface scales**

A new approach to the construction of optical angle encoders based on the use of an angle metasurface scale is proposed. We consider the simplest version of its implementation and one possible way to improve it.

УДК 629.7.036:621.373

М.А. ТИТ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ СТРУКТУР НА РОТОРАХ ШАРОВЫХ ГИРОСКОПОВ

Представлен расчет элементов фиксации сферических роторов в приспособлении для напыления, обеспечивающий расположение точек крепления в зоне свободной от светоконтрастного рисунка. Оценено влияние схемы фиксации на форму и дисбаланс ротора, определяемое экранирующим эффектом. Предложен способ корректировки формы, позволяющий компенсировать выявленный эффект.

Введение. Точностные характеристики шаровых гироскопов (бескарданного электростатического или криогенного) во многом зависят от качества исполнения чувствительного элемента, основным узлом которого является сферический ротор с допустимыми отклонениями от требуемых значений формы и дисбаланса на уровне сотых долей микрометра. На поверхности ротора после механической обработки формируются функциональные элементы: функциональное тонкопленочное покрытие и светоконтрастный рисунок, обеспечивающий работу системы съема информации [1].

В существующей технологии формирование покрытия осуществляется вакуумным напылением с применением специального приспособления [2], обеспечивающего требуемое изменение ориентации осей вращения ротора по отношению к потоку напыляемого материала, что обуславливает конечную форму поверхности. При этом схема фиксации ротора в приспособлении с помощью игольчатых упоров должна исключать попадание точек контакта в зону расположения светоконтрастного рисунка. Однако необходимо также оценивать влияние схемы фиксации на геометрические параметры и дисбаланс ротора после нанесения покрытия, которое проявляется в локальном изменении формы, вызванном меньшей толщиной покрытия в зоне расположения элементов фиксации.

Целью работы является исследование процесса формирования тонкопленочного покрытия, предполагающее расчет расположения элементов фиксации ротора, оценку влияния экранирующего эффекта на параметры ротора и разработку аналитической модели корректировки формы ротора.

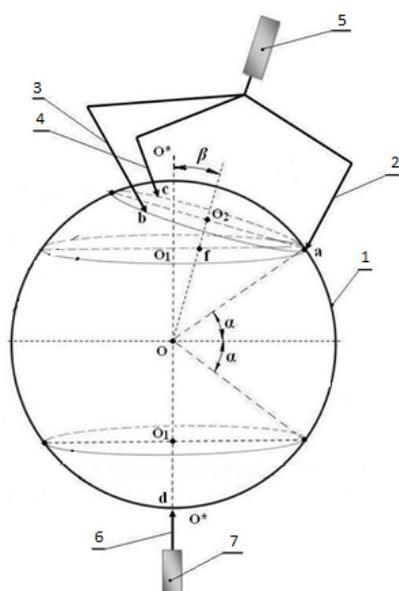


Рисунок 1. Схема крепления ротора. 1 – ротор; 2,3,4,6 – игольчатые упоры; 5,7 – муфты крепления упоров; α – угол размещения рисунка; β – погрешность выставки муфт.

Расчет элементов фиксации и их влияние на параметры ротора. Схема крепления ротора в приспособлении предполагает фиксацию ротора в четырех игольчатых упорах в точках, соответствующих вершинам правильно трехгранной пирамиды [3]. При этом один упор располагается со стороны одного полюса ротора, а три – со стороны второго полюса и образуют трехконцевую вилку (рисунок 1). Поскольку точки контакта должны располагаться в зоне, свободной от растрового рисунка, определяемую углом размещения α , необходимо произвести расчет максимального расстояния между упорами, образующими трехконцевую вилку, с учетом погрешности установки муфт крепления упоров. Максимальное расстояние между точками контакта l_{\max}^{β} с учетом погрешности установки, определяемой углом β :

$$l_{\max}^{\beta} \cong \sqrt{3}R_p \cos \alpha - \sqrt{3}R_p \beta \sin \alpha, \quad (1)$$

где R_p – радиус ротора.

Научный руководитель д.т.н., начальник сектора Щербак А. Г.

Несимметричное расположение элементов фиксации приводит к формированию меньшей на величину Δh толщины покрытия в зоне расположения трехконцевой вилки, характеризуемой углом θ_{\max} . Выявлено, что экранирующий эффект приводит к смещению дисбаланса согласно следующему выражению:

$$\varepsilon_{\kappa} \approx \varepsilon_0 - \frac{1}{M_0} \rho_{\text{покр}} 2\pi(R_p + h)^3 \Delta h \frac{\pi^2 - \pi^2 \cos(\theta_{\max}) - 2\theta_{\max}^2}{8(\pi^2 - \theta_{\max}^2)}, \quad (2)$$

где ε_{κ} – дисбаланс после напыления, ε_0 – исходный дисбаланс, M_0 – масса ротора, $\rho_{\text{покр}}$ – плотность материала покрытия; h – толщина покрытия; Δh – уменьшение толщины на полюсе сферического сегмента, определяемого углом θ_{\max} , рад. На рисунке 2 приведены зависимости для роторов бескарданного электростатического гироскопа (а), где материалом подложки является бериллий, а покрытия – нитрид титана, и криогенного гироскопа (б), где материалом подложки является углеситалл, а покрытия – ниобий.

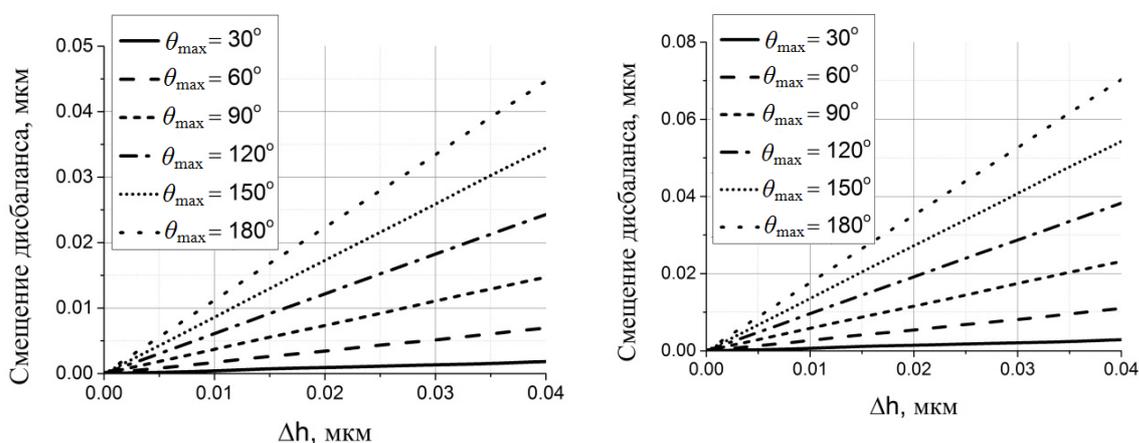


Рисунок 2

а) Зависимости изменения дисбаланса для ротора бескарданного электростатического гироскопа

б) Зависимости изменения дисбаланса для ротора криогенного гироскопа

Из графиков видно, что уменьшение угла θ_{\max} минимизирует негативный эффект экранирования. При этом экранирующий эффект имеет большее влияние для ротора криогенного гироскопа, так как соотношение плотности покрытия к плотности подложки в этом случае более чем в 1,5 раза больше по сравнению с ротором бескарданного электростатического гироскопа. При этом, стоит отметить, что величина дисбаланса после напыления должна составлять более чем 0,02 мкм.

Корректировка рассмотренного эффекта возможна за счет дополнительного напыления выпукло-вогнутого сегмента в зоне экранирования, компенсирующего недостаточную толщину покрытия Δh . Для обеспечения предложенного способа предполагается использовать точечный источник напыления и дисковую маску с отверстием определенного диаметра, зависящего от угла экранирования. Рассчитанные зависимости требуемого и реального профиля покрытия показали, что предложенный способ позволяет полностью компенсировать недостаточную толщину покрытия в области полюса. Однако данный метод не позволяет осуществить полное совпадение желаемого и реального профиля покрытий во всей зоне, определяемой углом θ_{\max} . Стоит отметить, что величина рассогласования, составляющая десятые доли от величины Δh , может быть не существенной в условиях предъявляемых к ротору требований.

Заключение. Проведен расчет положения элементов фиксации ротора в приспособлении для напыления, учитывающий исключение попадания точек контакта в зону расположения светоконтрастного рисунка. Оценено влияние схемы фиксации на дисбаланс ротора, определяемое меньшей толщиной покрытия в зоне экранирования. На основе полученных зависимостей показано, что данный эффект имеет сравнительно большее влияние для ротора криогенного гироскопа.

скопа. Предложен метод корректировки формы ротора за счет локального напыления выпукловогнутого сегмента в зоне экранирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Yulmetova O.S., Tumanova M.A.**, Laser marking of contrast images for optical read-out systems, Journal of Physics: Conference Series, 917 (2017)
2. **Туманова М.А., Юльметова О.С., Мухаметов Р.М., Щербак С.А.** Расчет процесса формирования тонкопленочных функциональных покрытий на сферических поверхностях прецизионных изделий // Материалы XVII Конференции молодых ученых, ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2015.
3. **Юльметова О.С., Туманова М.А., Щербак А.Г.** Исследование процесса корректировки дисбаланса сферического ротора на стадии напыления тонкопленочного покрытия. // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2017. Т. 17. № 6. С. 1045–1051

M.A.Tit (Concern CSRI Elektropribor, Saint-Petersburg). **Study of process of thin film formation on spherical gyroscopes' rotors**

A technique for calculating the fixation of a spherical rotor in a device for thin film formation is considered. The influence of fixing scheme on the rotor parameters is evaluated. The method of form correction by additional deposition of spherical segment is suggested.

УДК 621.373

О.Н. ПОСЛЯНОВА

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

О.С. ЮЛЬМЕТОВА

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

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ УЗЛОВ ИЗНОСОСТОЙКИХ ПОДШИПНИКОВ

Рассматриваются технологические особенности лазерной обработки спеченного поликристаллического алмазного композита с целью получения профилей требуемой геометрии. Исследуется технология пайки твердого сплава и жаропрочной стали.

Введение. Высокие темпы развития современного гиросприборостроения требуют разработки новых прогрессивных технологий. Это связано с тем, что в настоящее время предъявляются повышенные требования к точностным характеристикам гиросприборов, которые зачастую сложно обеспечить известными технологическими методами [1]. В качестве примера можно привести газодинамические подшипники, которые входят в состав поплавкового гироскопа. Опоры газодинамического подшипника представляют собой полусферы со сложным аэродинамическим профилем в виде спиральных канавок, качество изготовления которых непосредственно влияет на несущую способность и надежность подшипника, а, следовательно, и на точность гироскопа [1,2]. Получение сложных малогабаритных профилей на хрупких и твердых материалах посредством использования механической обработки зачастую является довольно длительным и проблематичным процессом, в результате которого не всегда достигается желаемая геометрическая точность узлов. Поэтому актуальным является исследование технологических немеханических методов формообразования узлов гиросприборов. Объектом настоящих исследований выступает спеченный поликристаллический алмаз, из которого изготавливают узлы упорных и радиальных подшипников скольжения. Подшипники с алмазными вставками активно используются в буровых системах, которые эксплуатируются в условиях с повышенными вибрационными и ударными нагрузками [3]. В связи с этим возникает необходимость минимизации процессов износа и трения посредством профилирования рабочей поверхности вставок, используя современные технологические методы. Однако высокие прочностные характеристики композита, а именно его твердость и износостойкость, затрудняют процесс механической обработки. Еще одним важным аспектом в изготовлении подшипников является процесс пайки твердого сплава, который является подложкой для поликристаллического алмаза, с жаропрочной сталью, из которой изготавливают кольца подшипника. Поэтому целью данной работы является исследование возможности профилирования поликристаллического алмазного композита посредством использования лазерных технологий и разработка метода пайки твердого сплава и жаропрочной стали.

Профилирование алмазного композита. Одним из известных методов профилирования является ионно-плазменное травление [1,2]. В ходе исследований предложено оценить принципиальную возможность лазерного профилирования поверхности алмазного композита и осуществить сравнение профилей, полученных методами лазерного профилирования и ионно-плазменного травления.

Для проведения ионно-плазменного травления требуется изготовление маски с заданным профилем и необходимого оснащения (рисунок 1). В качестве профиля была задана элементарная полоса. Режим, при котором протекало травление, представлен в таблице 1. Время травления составило 3,5 часа. В результате проведения эксперимента была получена вставка с заданным профилем (рисунок 2). На представленном снимке не наблюдается образование углубления, перепада высот профиля, следовательно, канавка не образовалась.

Научный руководитель А.Г. Щербак, *д.т.н.*, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».



Рис.1. Конструкция оснащения



Рис.2. Вставка с профилем, полученным методом ионно-плазменного травления

Таблица 1

Режим ионно-плазменного травления

Ускоряющий ток I, А	Ускоряющее напряжение U, кВ	Ток соленоида I, А	Давление рабочего газа p(Ar), мм рт.ст.	Расстояние L, мм
0,2-0,25	2-2,5	1,5	$8 \cdot 10^{-4}$	90-95

Чтобы оценить качество поверхности и изменение высоты профиля была измерена шероховатость до и после травления (рисунок 3). Рассчитаны параметры оценки шероховатости, в частности, среднее арифметическое отклонение Ra и максимальная высота профиля Rmax. Значения параметров до обработки составило Ra=1,22 мкм и Rmax=10,62 мкм, а после – Ra=1,16 мкм и Rmax=9,80 мкм. Результаты показывают, что глубина профиля не изменяется, а шероховатость меняет свое значение незначительно.

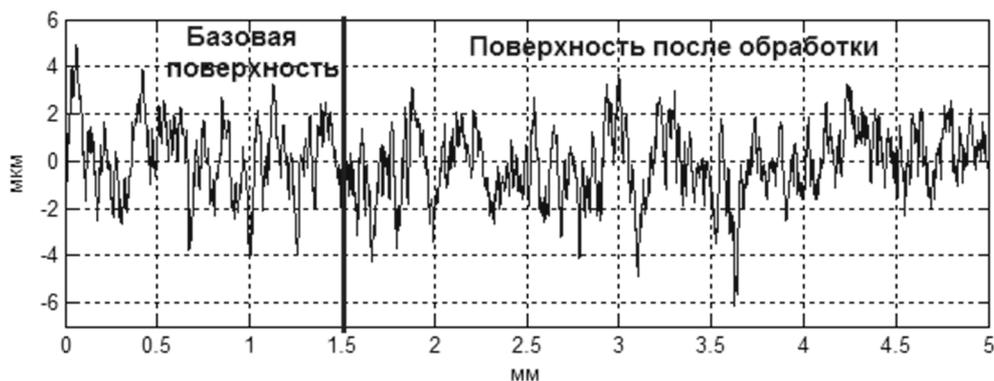


Рис.3. График шероховатости поверхности в зоне травления.

Таким образом, метод ионно-плазменного травления при заданном режиме не подходит для реализации профиля на поверхности сверхтвердого материала - поликристаллического алмаза, так как процесс травления протекает очень медленно, что не позволяет выполнять профили глубиной порядка ста и более микрон. Для обработки сверхтвердых материалов необходимо варьировать силой тока соленоида, максимальное значение которого ограничено способностью установки, т.е. необходимо обрабатывать материал на оборудовании с другими постоянными параметрами.

В ходе лазерной обработки экспериментальные исследования включали варьирование режимов с изменением мощности, скорости, частоты, длительности импульсного лазерного воздействия. Профиль представляет собой радиально ориентированные канавки и перпендикулярные им вспомогательные канавки меньшей глубины.

Лазерное конфигурирование указанного контура осуществлялось в два этапа: на первом этапе формировалось основное перекрестие с толщиной линии 750 мкм и глубиной 250 мкм, а на втором – вспомогательные канавки толщиной 500 мкм и глубиной 125 мкм. Использовался режим многопроходной лазерной обработки (таблица 2). Время обработки составило не более 15 мин. Вставка с полученным профилем представлена на рисунке 4.



Рис.4. Вставка с профилем, полученным методом лазерной обработки

Таблица 2

Режим лазерной обработки					
	Мощность P, %	Частота ν , кГц	Скорость V, мм/с	Длительность τ , нс	Число проходов лазера
I	50	20	100	100	20
II					10

График изменения шероховатости после травления лазерной обработки представлен на рисунке 5. Значения параметров после обработки составило $Ra=3,17$ мкм и $Rmax=23,30$ мкм. Режим лазерной обработки (таблица 2) является довольно грубым и используется для испарения большого количества материала. Если существуют требования по чистоте поверхности канавок, то необходимо использовать дополнительные полировочные режимы [4].

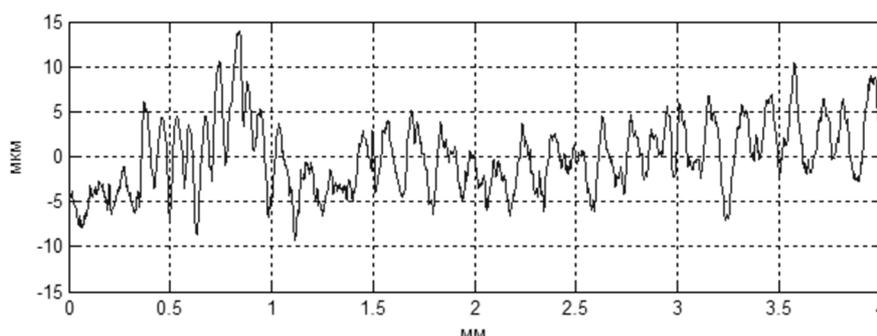


Рис.5. График шероховатости поверхности в зоне обработки.

Таким образом, в ходе исследований выявлено, что лазерное профилирование позволяет формировать профили требуемой геометрии на поверхности сверхтвёрдого материала – поликристаллического алмаза за считанные минуты. Метод лазерного профилирования поликристаллического алмаза по сравнению с методом ионно-плазменного травления обладает двумя важными преимуществами: высокая производительность и отсутствие необходимости изготовления дополнительного оснащения.

В ходе исследований реализована экспериментальная пайка подшипника. Кольцо основание выполнено из жаропрочной стали, а подложки вставок - из карбида вольфрама. Традиционно для пайки жаропрочных металлов используются припой на основе серебра. В данном случае выбран припой в форме ленты толщиной 0,1 мм с 40-процентным содержанием серебра. Для пайки одной вставки использовались две заготовки из припоя: одна в форме диска, диаметр которого равен диаметру вставки, а вторая – в форме полосы, длина которой равна длине окружности вставки, а ширина – высоте вставки. Таким образом, припой в форме диска укладывался на дно отверстия, а полоса заготовки помещалась в цилиндрический зазор между вставкой и отверстием. В качестве прижима вставок применялись пружины из молибдена. Процесс пайки осуществлялся в вакуумной печи в среде аргона при 670°C. Качество паяных швов оценивалось заполняемостью зазора между вставкой и кольцом подшипника припоем. Полученный экспериментальный образец подшипника удовлетворяет требованию по качеству паяных швов.

Заключение. Исследованы методы ионно-плазменного травления и лазерной обработки с целью создания профиля требуемой геометрии на поверхности поликристаллического алмаза. Выявлено, что метод ионно-плазменного травления при заданном режиме не удовлетворяет поставленным требованиям. Таким образом, метод лазерной обработки является более эффективным для получения профилей требуемой геометрии на поверхности поликристаллического алмаза. Проведена экспериментальная пайка узлов упорного подшипника, выполненных из твердого сплава и жаропрочной стали, предложены условия и режимы пайки.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Юльметова О.С., Щербак А.Г., Беляев С.Н., Юльметова Р.Ф.** Технология ионно-плазменной обработки аэродинамического профиля газового подшипника. *Металлообработка*. 2015. № 5(89). С. 11–16.
2. **Яковлева С.А., Щербак А.Г., Беляев С.Н.** Методы формообразования аэродинамического профиля газового подшипника. *Известия высших учебных заведений - Приборостроение*. 2013. № 5. С. 85–90.
3. **Биндер Я.И., Гутников А.Л., Розенцвейн В.Г., Соколов Д.А.** Отечественная система управляемого роторного бурения // Журнал «Каротажник». Тверь, 2018. 77–89 с.
4. **Послянова О.Н.** Исследование процесса лазерной обработки в гиросприборостроении // Материалы XXI конференции молодых ученых с международным участием. 2019. С. 368–369.

O.N. Poslyanova, O.S. Yulmetova (ITMO University, St.Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, JSC, St.Petersburg).
Technological aspects of the formation elements of wear-resistant bearings

Within this research the technological features is considered of laser processing of polycrystalline diamond composite in order to receive a profile of the required geometry. Soldering technology is explored of hard alloy and heat resistant steel.

УКД. 629.7.054.07

С. Ю. ДЕНИСОВ
(ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»)

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРЕЦИЗИОННЫХ МАЯТНИКОВЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

Изложены методы технологической приработки акселерометров после итоговой сборки, алгоритмической компенсации основной части систематических составляющей точностных параметров, зависящих от температуры, и их контроля с помощью автоматизированного рабочего места.

Введение. В настоящее время среди бесплатформенных инерциальных навигационных систем, применяемых в летательных аппаратах различного назначения, широкое распространение получили системы, в которых датчиками первичной информации являются лазерные гироскопы и маятниковые кварцевые акселерометры. Часто применяемыми акселерометрами в таких системах являются акселерометры серии АК-15 [1, 2].

Схема рассматриваемого акселерометра приведена на Рис. 1. При движении объекта с ускорением \bar{a} на чувствительный элемент прибора действует инерционная сила $F_{ин}$, вызывающая перемещение чувствительного элемента относительно корпуса. Это перемещение преобразуется емкостным датчиком угла в электрический сигнал $U_{ДУ}$, который через усилитель обратной связи поступает на последовательно соединенные сопротивление нагрузки R_H и катушку датчика момента. Датчик момента создает компенсирующую силу $F_{комп}$, приложенную к чувствительному элементу и уравновешивающую инерционную силу $F_{ин}$, пропорциональную измеряемому ускорению. Выходным сигналом акселерометра является падение напряжения $U_{вых}$ на резисторе R_H .

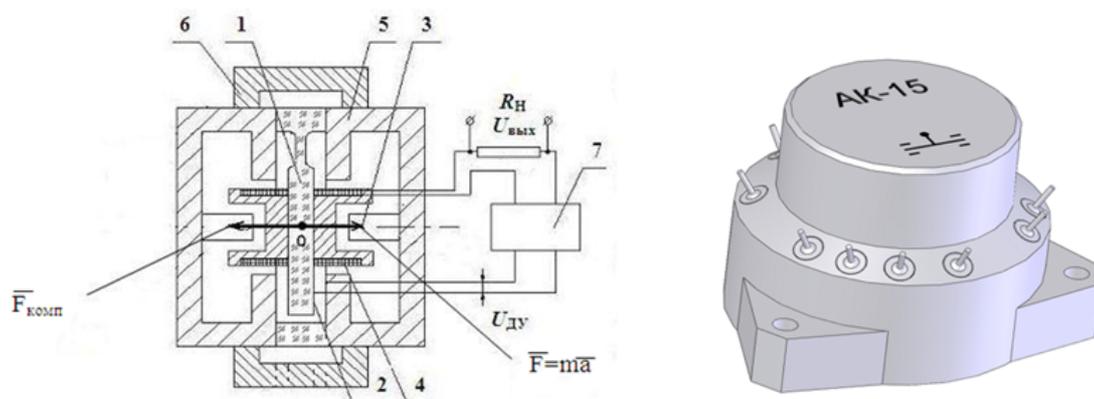


Рис. 1. Схема акселерометра и внешний вид акселерометра серии АК-15

1 – кварцевая пластина (чувствительный элемент); 2 – напылённый металлический слой (обкладка емкостного датчика угла); 3 – магнит датчика момента; 4 – катушка датчика момента; 5 – корпус; 6 – соединительное кольцо, 7 – усилитель обратной связи

Основными параметрами, характеризующими точность акселерометра, являются: смещение нулевого сигнала, т. е. выходной сигнал при нулевом значении измеряемой величины, погрешность базы – отклонение реальной оси чувствительности прибора относительно перпендикуляра к его поверхности, на которую он устанавливается во время эксплуатации, и погрешность масштабного коэффициента, являющегося отношением величины выходного сигнала к измеряемой величине.

Нестабильность вышеперечисленных параметров оценивается как разница между их максимальным и средним значением при температуре контроля $+30^{\circ}\text{C}$, исходя из проведения серии включений акселерометра, между которыми на него в выключенном состоянии воздействуют предельными, согласно условиям эксплуатации, температурами – минус 60°C и $+85^{\circ}\text{C}$.

Научный руководитель: к.т.н., доцент Акилин В.И.

Как показали результаты контроля нестабильности значений смещения нулевого сигнала партии серийных акселерометров, величины данных нестабильностей для различных приборов друг относительно друга могут изменяться более, чем в 5 раз [3]. Нестабильность значений масштабного коэффициента также изменяется более, чем в 5 раз, а нестабильность значений погрешности базы – более, чем в 4 раза. При этом, у значительного числа проконтролированных приборов из исследованной партии значения нестабильностей приближались к границам допуска и при их дальнейшей эксплуатации могут превысить данные допуска.

Одной из причин возникновения погрешностей точностных параметров является нестабильность относительного пространственного положения маятника акселерометра при перепадах температуры окружающей среды, вызванная наличием остаточных напряжений в клеевых соединениях пластины и катушек датчика момента (Рис. 1, поз. 1 и 3) и их релаксации при изменении температуры перегрева элементов конструкции прибора, а также микроползучести клеевого слоя [4].

В работе рассмотрены методы повышения точности акселерометра, а именно: метод технологической приработки, направленный на снижение нестабильностей его параметров, метод алгоритмической компенсации систематической составляющей их температурных зависимостей в рабочем диапазоне от минус 60°C и +70°C, кроме того, рассмотрен метод автоматического контроля перечисленных параметров, повышающий достоверность полученных данных.

Целью работы является исследование влияния трех описанных технологических методов на нестабильность погрешностей точностных параметров акселерометров.

Метод технологической приработки основан на проведении термовоздействий, нашедших применение в различных областях [5], и заключается в следующем: перед началом экспериментов при температуре +30°C определяются вышеперечисленные погрешности акселерометра. Далее на прибор, находящийся в выключенном состоянии, оказываются воздействие двух термоциклов, каждый из которых заключается в охлаждении акселерометра в камере тепла и холода до минус 60°C и последующем его нагреве до +85°C. После чего при температуре +30°C определяются его погрешности. Операция повторяется несколько раз. После каждой операции оценивается нестабильность погрешностей, как разница между их значениями после данной и предыдущей операции.

Было проведено исследование эффективности предложенного метода на партии более 200 серийно изготовленных акселерометров, в ходе которого определялось среднее квадратичное отклонение (СКО) нестабильностей, полученных после каждой операции. СКО смещения нулевого сигнала, наблюдаемое между третьим и четвертым термоциклом снизилось, по отношению к СКО, наблюдаемому между первой проверкой и первыми двумя термоциклами, в 2,85 раза, что отображено в работе [3]. Снижение СКО нестабильностей рассмотренной партии показывает снижение погрешностей значительной части исследованных акселерометров. При этом СКО нестабильности масштабного коэффициента и погрешности базы снизилось в 1,67 и 2,52 раза соответственно. Причиной снижения нестабильностей является частичное снятие вышеописанных остаточных напряжений в клеевых соединениях конструкции акселерометра.

Метод алгоритмической компенсации. В настоящее время существуют различные подходы к снижению температурных зависимостей погрешностей акселерометров [6, 7]. Исходя из исследований температурных изменений вышеуказанных погрешностей была предложена методика алгоритмической компенсации систематической составляющей их температурных зависимостей за счёт аппроксимации полиномом (для примера компенсации смещения нулевого сигнала):

$$y = ax^6 + bx^5 + cx^4 + dx^3 + ex^2 + fx + g, \quad (1)$$

где: x – величина температуры окружающей среды, a, b, c, d, e, f, g – коэффициенты, y – поправка к выходному сигналу акселерометра. Как показали исследования, поправки позволяют в несколько десятков раз повысить точность работы акселерометров в пределах рабочего диапазона температур от минус 60 до +70°C. Подробнее описанная методика рассмотрена в работе [3].

Метод автоматического контроля параметров. Согласно техническим условиям на акселерометры серии АК-15 применяющаяся в настоящее время в серийном производстве технология контроля выходных параметров заключается в измерении выходных сигналов приборов, находящихся под воздействием фиксированных значений температуры окружающей среды, что не соответствует условиям их эксплуатации, при которых температура изменяется непрерывно. Был предложен метод, предполагающий осуществлять контроль выходных параметров приборов через равные промежутки времени при непрерывном изменении температуры в термокамере с испытуемым прибором по алгоритму, задаваемому управляющим устройством автоматизированного рабочего места (АРМ) [5].

Применение предложенного метода, реализуемого с помощью АРМ, позволило повысить объективность процесса контроля выходных параметров кварцевых акселерометров при воздействии температуры окружающей среды, с большей точностью получать информацию, необходимую для последующей алгоритмической компенсации систематической составляющей их температурной погрешности при работе в составе навигационной системы, а также, в условиях серийного производства существенно сократить время проведения контроля.

Заключение. Разработан метод технологической приработки, позволяющий существенно снизить нестабильность погрешностей значительной части акселерометров, подвергнутых этой процедуре.

Исследован метод алгоритмической компенсации систематической составляющей температурной зависимости акселерометров, позволяющий значительно повысить точность их работы в составе БИНС.

Предложен метод контроля выходных параметров акселерометров при воздействии на прибор переменных значений температуры в условиях серийного производства, позволивший повысить достоверность измеренных данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кузнецов А. Г., Портнов Б. И., Измайлов Е. А.** Разработка и испытания двух классов авиационных бесплатформенных инерциальных навигационных систем на лазерных гироскопах // Гироскопия и навигация. 2014. №2 (85). С. 3–12.
2. **Кузнецов А.Г.** Облик оборонки в зеркалах лазерных гироскопов// Радиоэлектронные технологии. Информационно-аналитический журнал. 2015. № 4. С. 32–36.
3. **Акилин В. И., Смирнов А. А., Денисов С. Ю.** Технологические методы повышения точностных параметров прецизионных маятниковых акселерометров // Материалы VI научно практической конференции памяти О. В. Успенского / Сборник докладов. М.: Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского, 2019, С. 74–81.
4. **Вильнав Ж.–Ж.** Клеевые соединения. М.: Техносфера, 2007. 384 с. ил.
5. **Буркин, С. П., Г. В. Шимов, Е. А. Андрюкова. М.** Металлургия. Остаточные напряжения в металлопродукции : учеб. пособие для СПО / Издательство Юрайт, 2018 ; Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та. 247 с.
6. **В. В. Алексеева, Д. А. Скаморин.** Метод компенсации температурной погрешности коэффициента преобразования прецизионных акселерометров // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. 2009. № 1 (9). С. 118–124.
7. **Баженов В. И., Брицук А. Т.** Способ компенсации температурной погрешности компенсационного акселерометра. Патент СССР № 1785345. МПК G01P21/00. Оpubл. 27.08.1995.

S. Yu. Denisov (PJSC Moscow Institute of Electromechanics and Automation). **Technological methods for increasing precision parameters of precision pendulum accelerometers**

The methodology of the running-in of accelerometers after the final assembly is described, the methodology for monitoring their accuracy parameters using an automated workstation is described, and the algorithmical methodology for compensating the main part of the systematic component of the temperature dependence of the accuracy parameters is described.

УДК 681.78

А. С. ЗАВИТАЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

П. С. КИМ, Д. А. ТИХОНОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОРПУСА ПРИБОРА ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТОВ

Рассматриваются варианты повышения жесткости корпуса прибора оптической системы посадки вертолёта. Предложен вариант увеличения собственной частоты корпуса прибора. Проведен его конечно-элементный анализ и топологическая оптимизация.

Введение. Оптическая система посадки вертолета (ОСПВ) – это система, предназначенная для визуальной посадки вертолетов на палубы авианесущих кораблей различного назначения, например, научно-исследовательских судов «Академик Иоффе» и «Академик Трёшников» [1, 2].

Для реализации различных решений по модернизации существующих аналогов [3, 4], «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» создал опытный образец прибора ОСПВ.

В ходе испытаний прибора на вибростенде обнаружена первая резонансная частота 60 Гц, локализованная в корпусе прибора. Наличие резонанса на данной частоте в соответствии с техническими требованиями недопустимо.

Целью работы являлось увеличение 1-й резонансной частоты корпуса прибора путём увеличения жёсткости конструкции, а также, уменьшение его массы с помощью топологической оптимизации.

Расчетная модель. В программном пакете ProEngineer была построена конечно-элементная модель корпуса прибора (рисунок 1). В качестве допущения, не влияющего на точность будущих расчетов, из модели были исключены фаски, скругления, мелкие отверстия [5, 6]. Материал корпуса – алюминиевый сплав АМг6 ГОСТ 4784-97. В результате моделирования была получена резонансная частота 63 Гц, что на 5% отличается от результатов испытаний. Это позволяет говорить о достаточной точности построенной модели.



Рис. 1. Модель корпуса прибора

Повышение жёсткости. В качестве конструктивных улучшений, потенциально увеличивающих жесткость конструкции и, как следствие, повышающих первую собственную частоту корпуса, были предложены:

- удлинение области крепления
- создание кольцевого ребра вдоль верхней части конструкции
- применение дополнительных ребер жесткости (рисунок 2)

Т а б л и ц а 1

Анализ результатов конструктивных изменений

Конструктивные изменения	Материал/масса	Собственная частота, Гц
Без конструктивных изменений	Алюминиевый сплав/ 1,4 кг	63
	Нержавеющая сталь/ 4 кг	121
	Титановый сплав/ 2,3 кг	93
Удлинение области крепления	Алюминиевый сплав/ 1,4 кг	68
	Нержавеющая сталь/ 4,1 кг	131

Научный руководитель *к.т.н.* Воронов А.С.

	Титановый сплав/ 2,4 кг	101
Добавление "ободка"	Алюминиевый сплав/ 1,4 кг	65
	Нержавеющая сталь/ 4,1 кг	124
	Титановый сплав/ 2,4 кг	96
Дополнительные ребра жесткости	Алюминиевый сплав/ 1,5 кг	79
	Нержавеющая сталь/ 4,3 кг	152
	Титановый сплав/ 2,5 кг	117

Применение более жёстких материалов, таких как сталь (14X17H2) или титан, недопустимо, т.к. существенно повышает массу корпуса.

В ходе анализа установлено, что наибольшего повышения жёсткости корпуса удастся добиться при применении дополнительных рёбер жёсткости, при этом собственная частота возрастает на 21% (таблица 1).

Топологическая оптимизация. С помощью топологической оптимизации определяется наилучшее распределение материала в заданной области для заданных нагрузок и граничных условий. Алгоритм топологической оптимизации позволяет решить задачу снижения массы конструкции таким образом, чтобы собственная частота не выходила за пределы допустимых значений [7, 8]. В результате топологической оптимизации могут быть получены сложные формы, изготовить которые, как правило, возможно только с использованием аддитивных технологий [9, 10].

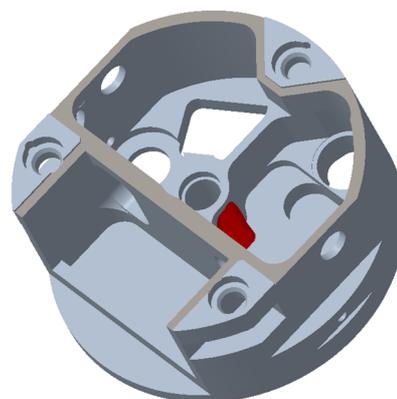


Рис. 2. Модель корпуса с дополнительными рёбрами жёсткости (выделено красным)

Т а б л и ц а 2

Анализ результатов топологической оптимизации		
Изменения	Собственная частота, Гц	Масса, Кг
Доп. рёбра жёсткости	79	1,5
Доп. рёбра жёсткости и ТО	74	1,2

В проведенном расчете критериями топологической оптимизации являлись уменьшение массы конструкции и сохранение полученных ранее значений первой собственной частоты корпуса. В результате расчетная масса прибора была уменьшена на 11%. При этом, первая собственная частота была увеличена на 4%, что является допустимым (таблица 2).

Заключение. Предложены и с помощью конечно-элементного анализа проверены способы повышения собственной частоты корпуса прибора оптической системы посадки вертолета при одновременном уменьшении массы. В результате получено увеличение частоты на 17%. Благодаря топологической оптимизации масса корпуса была уменьшена на 11%.

ЛИТЕРАТУРА

1. Академик Иоффе (судно) [Электронный ресурс] // Wikipedia Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Академик_Иоффе_\(судно\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Академик_Иоффе_(судно)) (дата обращения: 28.12.2019).
2. Академик Трёшников (судно) [Электронный ресурс] // Wikipedia Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Академик_Трёшников_\(судно\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Академик_Трёшников_(судно)) (дата обращения: 28.12.2019).
3. Safecopter System: Helicopter Visual Landing Aid System / Silas Ariane Group. – France: Orleans Cedex, 2018
4. Lighting System Helipads/Heliports / Calzoni General. – Italy: Bologna, Milano 2018
5. **Разани Р.** Поведение равнопрочной конструкции и её отношение к конструкции минимального веса // Ракетная техника и космонавтика. 1965. Том 3. №12. С.35–39.
6. **Аванесов Ю.Л., Воронов А.С., Евстифеев М.И.** Компьютерное моделирование прочностных характеристик датчика индукционного лага // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 4. С. 738–744. doi: 10.17586/2226-1494-2016-16-4-738-744
7. **Комаров В.А.** Повышение жёсткости конструкции топологическими средствами // Самарский государственный аэрокосмический университет. 2003. № 1. С. 24–37.

8. **Комаров, В.А.** Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. 2017. Т. 7, №2(24). С. 191–206.
9. **Bendsoe M.P.** Topology Optimization: Theory, Methods and Applications / M.P. Bendsoe, O. Sigmund. – New York: Springer, 2003.– 271 p
10. **Bendsoe M.P.** Optimisation of Structural Topology Shape and Material // Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, 1995. P. 271.

A.S. Zavitaev (State Research Center of the Russian Federation – Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, Saint Petersburg), **P.S. Kim, D.A. Tikhonov** (ITMO University, Saint Petersburg). **Requirements to formatting the papers of the Conference of Young Scientists “Navigation and Motion Control”**

This article discusses options for increasing the rigidity of the instrument housing of the optical helicopter landing system. An option is proposed to increase the natural frequency of the instrument case. Finite-element analysis and topological optimization are made.

УДК 620.178.5.05

Р.Д. КОНАКОВ, Д.П. ЕЛИСЕЕВ

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

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ДЕМПФИРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ НАВИГАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ АДДИТИВНЫМ СПОСОБОМ

Проведены виброиспытания металлических изделий, изготовленных классическим и аддитивным способом. Проанализированы полученные результаты и определены коэффициенты демпфирования используемых материалов. Результаты исследования могут быть использованы при проектировании деталей навигационных приборов.

Введение. Аддитивные технологии (АТ) на сегодняшний день являются современным и перспективным способом производства изделий сложной конфигурации, при котором происходит их послойное формирование с использованием различных технологических методов и устройств [1,2]. Широкий спектр материалов (более 20), применяемых в современных АТ на данный момент, позволяет подобрать материал для решения многих задач [3]. Такие задачи, как увеличение прочности, уменьшение веса и другие успешно решаются с помощью АТ во многих сферах, например, медицине, ювелирном деле, аэрокосмической, судостроительной, автомобильной промышленности [4].

Использование 3D-печати в производстве приборов навигации является актуальной задачей, так как позволит улучшить характеристики изделий, уменьшив массогабаритные характеристики. Однако, одной из проблем применения АТ в точном приборостроении, являются неполные характеристики используемых материалов (коэффициент демпфирования, модуль Юнга, коэффициент Пуассона и др.), которые предоставляют производители в своих рекламных брошюрах. Знание вышеупомянутых характеристик позволит произвести моделирование в программах конечно-элементного анализа, для достижения оптимального соотношения массы конструкции к её прочностным свойствам.

Настоящая работа является продолжением исследований [5] и направлена на определение посредством виброиспытаний коэффициентов демпфирования деталей, изготовленных классическим и аддитивным способом, и сравнение полученных значений.



Рис 1. Исследуемые образцы, изготовленные с помощью АТ. Продольная (сверху) и поперечная (снизу) печать

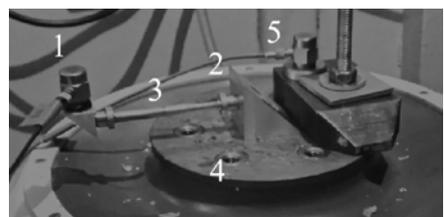


Рис 2. Закрепленный образец на вибростенде

Исследуемые материалы и образцы. Для определения коэффициента демпфирования взяты три образца, аналогичные использованным при проведении испытаний по определению модуля Юнга и коэффициента Пуассона [5]. Один из исследуемых образцов изготовлен из стали марки 12X18H9T классическим способом (точение), а два других (рис. 1) – из порошковой стали марки 07X18H12M2 (аналог 12X18H9T) методом селективного сплавления. При этом один образец печатался в продольном направлении, а другой – в поперечном. Для закрепления образцов к вибростенду, а также акселерометра к образцам разработана и изготовлена оснастка.

Методика виброиспытаний. Испытания проводились на вибростенде TIRA TV 5220/LS-120. Контроль ускорения производился при помощи акселерометров Dytran 3055D1T (рис. 2): образец (3) крепился к рабочему столу (4) вибростенда при помощи оснастки (2); контрольный акселерометр (5) крепился к столу вибростенда, измерительный акселерометр (1) – непосредственно к образцу.

В ходе проведения испытаний частота вибрации изменялась от 15 до 3000 Гц со скоростью 1 октава в минуту, согласно [6]. При этом значение амплитуды вибрационного ускорения задавалось равным 1g. Изменение частоты осуществлялось в прямом и обратном направлении для обнаружения нелинейных эффектов в исследуемой системе «стенд-образец». Вибрации выполнялись в плоскости, перпендикулярной основанию. Оценивался выходной сигнал акселерометра Dytran 3055D1T, который представляет собой зависимость ускорения от частоты входного воздействия.

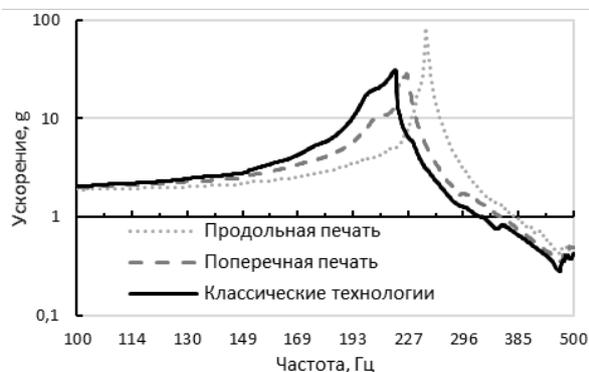


Рис. 3. Выходной сигнал акселерометра Dytran 3055D1T

Результаты виброиспытаний. Испытания с изменением частоты в прямом и обратном направлении показали полное совпадение полученных зависимостей изменения ускорения от частоты входного воздействия, что свидетельствует об отсутствии нелинейных эффектов в системе «стенд-образец» [7].

На рис.3 приведены выходные сигналы измерительного акселерометра при проведении испытаний исследуемых образцов в диапазоне от 100 до 500 Гц, на котором проявляется первый резонанс исследуемой системы. На участке от 500 до 3000 Гц было получено еще 2 резонанса, которые являются собственными резонансами установки и не представляют полезной информации. По полученным графикам определены добротности и коэффициенты демпфирования материалов образцов согласно выражениям:

$$Q = \frac{f}{\Delta f}, \tag{1}$$

$$\zeta = \frac{1}{2Q}, \tag{2}$$

где: f – резонансная частота; Δf – ширина резонансной полосы частот, при которых амплитуда колебаний уменьшается до 0,7 своего значения при резонансе.

Большой практический интерес представляет определение логарифмического декремента затухания λ . Указанный параметр используется для проведения динамических расчетов в различных пакетах конечно-элементного анализа, например, PTC CREO и может быть получен из соотношения

$$\lambda = -\ln\left(1 - \frac{2\pi}{Q}\right). \tag{3}$$

Полученные значения коэффициентов демпфирования и логарифмического декремента затухания исследуемых образцов представлены в таблице 1.

Таблица 1

Сводная характеристика образцов		
Способ изготовления образца	Коэффициент демпфирования	Логарифмический декремент затухания
Классические технологии	0,023	0,030
АТ, Продольная печать	0,006	0,007
АТ, Поперечная печать	0,022	0,029
Табличные значения [8]	0,02	0,026

Коэффициент демпфирования для образца, изготовленного классическим способом, отличается от известного значения не более чем на 7%, что верифицирует проведенное исследование и позволяет утверждать о корректности полученных значений.

По приведенным данным видно, что при изготовлении аддитивным способом наблюдается существенная анизотропия коэффициента демпфирования (различие по направлениям более чем 74%), которая, по всей видимости, объясняется более плотным сплавлением гранул порошка при печати одного слоя, чем между слоями. Таким образом, формируется кристаллическая решетка, обладающая большей жесткостью в плоскости печати, что ограничивает перемещение атомов друг относительно друга и рассеивание энергии вибрации за счет внутреннего трения. Представленное объяснение согласуется с результатом определения прочностных свойств аналогичных образцов [5], согласно которому образцы, напечатанные поперечно, обладают большим пределом прочности, чем продольно напечатанные.

Заключение. Проведены виброиспытания металлических изделий, изготовленных классическим и аддитивным способами. Проанализированы результаты экспериментов и определены коэффициенты демпфирования используемых материалов. Обнаружена существенная анизотропия коэффициента демпфирования для образцов, напечатанных продольно и поперечно (различие по направлениям более чем 74%), которая может быть объяснена более плотным сплавлением гранул порошка при печати одного слоя, чем между слоями. Результаты работы могут быть использованы при проведении расчетов конечно-элементным методом в ходе проектирования деталей навигационных приборов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Юльметова О.С., Щербак А.Г., Челпанов И.Б.** Специальные технологии изготовления прецизионных узлов и элементов гироскопических приборов. Университет ИТМО, 2017. 113 с.
2. D.P. Eliseev, K.S. Malashenkov «Implementation of Metal 3D Printing in Manufacturing Navigation Systems: The Results of Practical Studies»//Journal of Physics: Conference Series, 1536(1), 012009.
3. **Кудряшов Н.** 5 особенностей металлических порошков для 3D-печати [Электронный ресурс]. – 2020 – 15 янв. – Режим доступа: <https://blog.iqb.ru/metals-for-3d-printing> - (Дата обращения 02.02.2020).
4. **Блог компании Top 3D Shop**, 3D-печать металлами — технологии и принтеры [Электронный ресурс]. – 2017 – 17 янв. – Режим доступа: <https://habr.com/ru/company/top3dshop/blog/400731/> - (Дата обращения 02.02.2020).
5. Малашенков К.С. Елисеев Д.П. Результаты испытаний на растяжение металлических изделий, полученных аддитивным способом // Материалы XXI конференции молодых ученых с международным участием. – 2019. – С 356-358.
6. **ГОСТ 30630.1.2-99.** Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на воздействие вибрации.
7. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т. /Ред. совет.: В.Н. Челомей (пред.). – М.: Машиностроение, 1979 – Т.2 Колебания нелинейных механических систем / Под ред. И.И. Блехмана. 1979. 351 с., ил.
8. **Irvine T.** Damping properties of materials [Электронный ресурс]. – 2004 – 08 ноя. – Режим доступа: <https://syont.files.wordpress.com/2007/05/damping-properties-of-materials.pdf> - (Дата обращения 26.03.2020).

R.D. Konakov, D.P. Eliseev (ITMO University, Concern CSRI Elektropribor, JSC, St-Petersburg). **Experimental determination of the damping coefficient of navigation instrument parts, manufactured by an additive method**

Vibration tests of metal products made by the classical and additive method were carried out. Obtained the results are analyzed and the damping coefficients of the materials used are determined.

УДК 621.767

М.А. ТИТ, Д.О. ЕПИФАНОВ, Я.В. БЕЛЯЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЕКТИРОВАНИИ И ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»

Произведен анализ механических свойств образцов, изготовленных методом селективного лазерного сплавления, полученных на оборудовании британского и китайского производителя. Представлены результаты испытаний витков резьбы на прочность. Выявлено, что по соотношению цена/качество наиболее предпочтительным является использование оборудования китайского производителя.

Введение. Аддитивные технологии предполагают изготовление физического объекта методом послойного нанесения материала, в отличие от традиционных методов формирования детали, за счет удаления материала из массива заготовки [1]. Широкая область применения аддитивных технологий обусловлена большим спектром преимуществ, например, изготовление геометрически сложных конструкций, возможность автоматизации технологического процесса, скорость изготовления изделий и др. Наибольший интерес для промышленного сегмента представляют аддитивные технологии изготовления металлических изделий, особенно с учетом современных тенденций в дизайне готовых изделий и приборов [2].

В медицинской сфере аддитивные технологии нашли широкое применение в стоматологии, травматологии и изготовлении биоматериалов [3]. При разработке медицинского оборудования в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» оценивалась возможность применения аддитивных технологий для изготовления корпусных деталей автоматизированного манипулятора для стереотаксических операций на головном мозге [4]. При этом необходимо учитывать ряд требований, характерных для приборов, используемых в операционной. Так, например, поверхности манипулятора должны быть гладкими и легко очищаемыми. Для обеспечения точности наведения стереотаксического инструмента конструкция манипулятора должна обладать достаточной жесткостью. Таким образом, целью работы являлась оценка возможности применения аддитивных технологий для изготовления составляющих роботизированного манипулятора.

Разработка конструкции манипулятора. Поскольку к манипулятору предъявлялись требования по минимальным массогабаритным характеристикам, в качестве материала корпусных элементов был выбран алюминиевый сплав AlSi10Mg, часто используемый на рынке порошковых материалов. Разработка и расчёт конструкции манипулятора производилась в САПР Creo Elements с учетом выше перечисленных требований. Для расчета всей конструкции и каждого звена на жесткость задавались плотность материала сплава AlSi10Mg и модуль Юнга, а именно $2,68 \text{ г/см}^3$ и 78 ГПа, соответственно. При этом статическая нагрузка, прилагаемая на конструкцию, превышала реальные условия работы прибора в 1,5 раза, что обеспечило запас прочности конструкции манипулятора.

Исследование образцов, полученных технологией селективного лазерного сплавления. Технология селективного лазерного сплавления выбрана, поскольку обеспечивает высокую точность на уровне сотых долей мм и минимальную пористость изделий на уровне не более 1-2%. При рассмотрении рынка контрагентов произведен заказ на изготовление образцов на машине британского производителя Renishaw и китайского производителя Farsoon, с целью проведения сравнительных тестов и оценки оптимального соотношения цена/качество.

Для оценки механических свойств изделий изготовлены образцы согласно ГОСТ [5], которые подверглись испытаниям на разрыв с определением модуля Юнга. Для оценки плотности (пористости), произведены точные измерения размеров и массы образцов (Таблица 1).

Научный руководитель *начальник* ИТК «Медтехника» Бондаренко В.О.

Таблица 1.

Свойства образцов			
Аддитивная машина	Направление роста	Плотность, г/см ³	Модуль Юнга, ГПа
Farsoon (Китай)	Вертикальный	2,674	67
	Горизонтальный	2,671	65
Renishaw (Велико-британия)	Вертикальный	2,675	78
	Горизонтальный	2,672	72

Испытания на разрыв выполнялись на универсальной испытательной машине LFM 400. Модуль Юнга вычислялся по методике, представленной в ГОСТ [5]. Как видно из таблицы, свойства образцов китайского производителя по плотности материала не уступают свойствам образцов изготовленных на машине британского производителя. Меньшее значение модуля Юнга, полученного на машине Farsoon, может быть обусловлено большей толщиной слоя при изготовлении – 50 мкм, в то время как для машины Renishaw использовалась толщина 30 мкм. Для исследования возможности применения оборудования Farsoon был произведен повторный расчет жесткости конструкции, в котором использовались значения плотности материала – 2,67 г/см³ и модуля Юнга – 65 ГПа. Установлено, что максимальное перемещение рассматриваемого звена, вызванного деформацией конструкции, превышает исходный расчет на единицы микрон. Общее перемещение манипулятора при этом не превышает десятые доли мм, что допустимо в условиях требований погрешности позиционирования $\pm 0,5$ мм.

При выборе контрагента сравнивалась также стоимость изготовления комплекта деталей для манипулятора. Компания, располагающая машиной Farsoon (Китай) предложила стоимость в 2 раза ниже стоимости изготовления того же комплекта на машине Renishaw (Великобритания). Таким образом, по соотношению цена/качество наиболее предпочтительным является выбор компании, располагающей китайским оборудованием Farsoon.

Поскольку в конструкции манипулятора применяется резьбовое соединение, производилась проверка витков резьбы на прочность для определения допустимых крутящих моментов. Проверка производилась с использованием аттестованных динамометрических инструментов на следующих диаметрах резьбы: М2, М2.5, М3, М4. Результаты приведены в таблице 2, для сравнения указаны значения минимальных разрушающих крутящих моментов для винтов их стали марок А3/А4 класса прочности 70 по ГОСТ [6]. Резьба выполнялась на образцах, полученных на машине Farsoon.

Таблица 2.

Результаты проверки витков резьбы на прочность			
Диаметр резьбы	Допустимый крутящий момент, Н·м	Разрушающий крутящий момент, Н·м	Разрушающий крутящий момент, Н·м по ГОСТ ISO 3506-1-2014, не менее
М2	0,5	0,6	0,4
М2.5	1,1	1,2	0,9
М3	2,0	2,2	1,6
М4	5,0	5,5	3,8

Приведенные в таблице 2 результаты, показывают, что, используя при затяжке резьбовых соединений крутящих моментов по ГОСТ [6], разрушения резьбы в изделиях, полученных технологией селективного лазерного сплавления, не произойдет.

Заключение. Проведен сравнительный анализ механических свойств образцов полученных от китайского и британского производителей. Было выявлено, что плотность и модуль Юнга материала образцов, полученных на аддитивной машине Farsoon, уступают аналогичным свойствам материала образцов, полученных на машине Renishaw. Повторный расчет конструкции, учитывающий свойства материала, полученного на машине Farsoon, показал, что использование указанного оборудования возможно, поскольку снижение жесткости конструкции не превышает установленные требования. По соотношению цена/качество наиболее предпочтительным является изготовление изделий с использованием китайского оборудования Farsoon. Исследование прочности витков резьбы в образцах, полученных на машине Farsoon, показало, что разрушающие моменты превышают значения, установленные ГОСТом, а, следовательно, использование крепежных соединений в конструкции возможно. Представленные результаты

позволили продемонстрировать принципиальную возможность изготовления деталей роботизированного манипулятора с использованием аддитивных технологий.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Зленко М.А., Нагайцев М.В., Довбыш В.М.** Аддитивные технологии в машиностроении. М.: ГНЦ ФГУП «НАМИ», 2015.
2. **Попов В.Л.** Концептуальная модель процесса промышленного дизайна инновационного продукта. КЭ, 2012. №12.
3. **Карпова Т.** Будущее здесь и сейчас. Аддитивные технологии, 2020, №1, с.5-7
4. **Kholavin A.I., Bondarenko V.O., Nizkovolos V.B., Belyaev J.V., Polonsky J.Z., Epifanov D.O.** Robotics in a stereotaxis and its implementation in the engineering of an automated neurosurgical manipulator, XXIIIrd Congress of the European Society for Stereotactic and Functional Neurosurgery Edinburgh
5. ГОСТ 1497-84. Металлы. Методы испытаний на растяжение.
6. ГОСТ ISO 3506-1-2014. Механические свойства крепежных изделий из коррозионно-стойкой нержавеющей стали. Часть 1. Болты, винты и шпильки.
7. D.P. Eliseev, K.S. Malashenkov «Implementation of Metal 3D Printing in Manufacturing Navigation Systems: The Results of Practical Studies»//Journal of Physics: Conference Series, 1536(1), 012009.

M.A.Tit, D.O.Epifanov, Ya.V.Belyaev (Concern CSRI Elektropribor, Saint-Petersburg). **The experience of additive technology application in design and manufacturing devices of CSRI «Electropribor»**

Comparative analysis of properties of samples obtained by selective laser melting technology on China and British equipment is presented. The results of thread tests on strength are shown. The better solution in cost and quality has China equipment.

УДК 66.087.7

Н.А. БАСОВА
(АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)

Н.В. ЕВРЕИНОВА
(Санкт-Петербургский государственный технологический институт)

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ЭМАТАЛИРОВАНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Исследованы анодные пленки, полученные из калий-титанил щавелевокислого электролита эматалирования на поверхности образцов из алюминиевого деформируемого сплава АМгб. Выполнен процесс оптимизации технологического процесса эматалирования с помощью метода полного факторного эксперимента, критерием оптимальности которого была выбрана толщина эматаль-пленки

Введение. Гальванические процессы, особенно анодные, протекают в многофакторных условиях, и для получения качественных покрытий необходимо четко определять значения условий электролиза. Одним из таких процессов является эматалирование - получение непрозрачных эмалеподобных анодных оксидов, которые применяют в качестве защитного и специального покрытия для алюминия и его сплавов. В научно-технической литературе лучшим электролитом для получения эматаль-пленок считается калий-титанил щавелевокислый электролит [1, 2], но объем информации, посвященной этому электролиту, довольно скуден, и ограничивается всего одним режимом электролиза, поэтому актуальной остается задача оптимизации данного процесса. Целью работы являлось проведение оптимизации технологического процесса на основе метода полного факторного эксперимента и получение уравнения, описывающего математическую модель процесса. В работе, при проведении исследований, эматаль-пленки были получены на поверхности алюминиевого деформируемого сплава АМгб.

Общие сведения о процессе. В сравнении с серноокислым анодированием, наиболее распространенным для получения анодных пленок на алюминии, можно отметить большие значения напряжений (до 240 В) и высокие температуры электролита эматалирования (до 45°C) [1]. Регулирование процесса эматалирования ведется не по плотности тока, как в большинстве гальванических процессов, а по напряжению, для получения пленок с большими электроизоляционными свойствами.

Для процесса эматалирования характерны [3]:

- меньшая пористость покрытий в сравнении с серноокислым анодированием (объем пор 1,3-5%), благодаря этому повышается коррозионная стойкость изделий;
- высокая стойкость к ударам и термостойкость эматаль-пленок;
- более легкие и тонкие пленки, в сравнении с эмалевыми покрытиями.

Критерий и параметры оптимизации. Для выполнения оптимизации процесса эматалирования алюминия был выбран метод полного факторного эксперимента [4]. В качестве параметра оптимизации выбрана толщина пленки, как наиболее просто определяемое свойство пленок. Оптимизирующие факторы эксперимента, наиболее сильно влияющие на процесс образования пленок – температура электролита, конечное напряжение на электролизере, продолжительность процесса, анодная плотность тока, – были выбраны в процессе предварительных экспериментов, направленных на определение управляющих условий. В качестве основного уровня был выбран рекомендованный в литературе [5] режим электролиза. Интервалы варьирования факторов были выбраны согласно предъявляемым к ним требованиям в [6]. В качестве модели функции отклика был выбран полином первой степени.

В работе исследовались анодные пленки, полученные из калий-титанил щавелевокислого электролита эматалирования, состав которого представлен в таблице 1, на поверхности образцов из алюминиевого деформируемого сплава АМгб.

Таблица 1

Состав исследуемого электролита	
Компоненты электролита	Концентрация, г/л
Калий-титан щавелевокислый, $K_2Ti(C_2O_4)_2$	40 - 42
Лимонная кислота, $C_6H_8O_7$	1 - 2
Борная кислота, H_3BO_3	8 - 10
Щавелевая кислота, $C_2H_2O_4$	1 - 3

Уравнение оптимизации. После проведения опытов были произведены расчеты коэффициентов регрессии и оценка их значимости. В результате расчетов уравнение математической модели процесса приняло вид:

$$y = 14,42 + 1,77x_3 - 1,21x_1x_2, \quad (1)$$

где y – толщина эматаль-пленки; x_1 – температура электролита; x_2 – конечное напряжение на ванне; x_3 – продолжительность процесса; x_1x_2 – парное взаимодействие температуры электролита и конечного напряжения на ванне[4].

Значимыми факторами, влияющими на толщину эматаль-пленки, оказались длительность процесса и парное взаимодействие температуры электролита и конечного напряжения на ванне. Анализируя уравнение, можно сделать выводы, что увеличение продолжительности процесса положительно влияет на толщину образующихся пленок. Уменьшение температуры электролита совместно с увеличением конечного напряжения на ванне также приводит к увеличению толщины эматаль-пленки, как и увеличение температуры электролита с уменьшением конечного напряжения на ванне.

Согласно уравнению (1), оптимальным режимом электролиза можно назвать следующий: температура электролита 25°С, конечное напряжение на ванне 130 В, продолжительность эматирования 50 мин, плотность тока 2 А/дм².

Заключение. В ходе проведения оптимизации технологического процесса эматирования алюминиевого деформируемого сплава АМг6 путем полного факторного эксперимента определено уравнение, описывающее модель описанного процесса. Дальнейшая работа будет посвящена проведению оптимизации методом крутого восхождения, что позволит проверить наличие оптимальных условий проведения электролиза помимо режимов электролиза, исследованных в настоящей работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Розенбойм, Г.Б. Эматирование в судовом машиностроении. - Л.: Судостроение, 1976. - 264 с., ил.
2. Басова, Н.А. Сравнительный анализ электролитов эматирования алюминия с целью выбора оптимальных условий электролиза для получения коррозионно-стойких покрытий / Басова Н.А., Евреинова Н.В. // Сборник тезисов IX научно-технической конференции "Неделя науки-2019". - СПб, СПбГТИ(ТУ), 2019. - С.143.
3. Аверьянов, Е.Е. Справочник по анодированию. - М.: Машиностроение, 1988. - 224 с., ил.
4. Хамханов К.М. Основы планирования эксперимента. Методическое пособие / Хамханов К.М. – Улан-Удэ: Изд-во Восточно-Сибирского государственного технологического университета, 2001. – 94 с., ил.
5. Дасоян, М.А. Технология электрохимических покрытий: Учеб. для средних специальных учебных заведений / М.А. Дасоян, И.Я. Пальмская, Е.В. Сахарова. - Л.: Машиностроение, 1989. - 391 с., ил.
6. Адлер, Ю.П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. - 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука, 1976. – 279 с., ил.

N.A. Basova (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg), **N.V. Evreinova** (Saint-Petersburg State Institute of Technology). **Optimization of parameters of technological process of ematation of aluminum alloys**

Ematation is the production of opaque enamel-like anode films. In this work, we studied anode films of potassium-tytanil oxalate acid ematate electrolyte on the surface of samples of a wrought aluminum alloy АМg6. To perform the optimization of the process, the full factorial experiment method was chosen.

УДК 62-755 : 531.383

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

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ РОТОРОВ ШАРОВЫХ ГИРОСКОПОВ МЕТОДАМИ ПРЕЦИЗИОННОЙ СФЕРОДОВОДКИ

Рассмотрен процесс удаления материала с поверхности шарового ротора. Описано разработанное сферодоводочное оборудование, позволяющее гибко управлять процессом сферодоводки. Представлена математическая модель процесса сферодоводки.

Введение. В гироскопическом приборостроении решение проблемы создания «идеального» ротора занимает одну из ключевых позиций в вопросах повышения точности шаровых гироскопов. Известно [1], что возмущающие моменты сил электрического подвеса ротора прямо пропорциональны напряжению электродов подвеса и отклонению поверхности ротора от сферы. Требования к точности сферических узлов современных гироскопов находятся на уровне сотых и тысячных долей микрометра. Столь высокий уровень требований не всегда обеспечивается существующими методами обработки, поэтому совершенствование технологий формообразования поверхности ротора является актуальной, и в тоже время сложной задачей. Формообразующими операциями, в технологическом процессе изготовления ротора, являются операции доводки поверхности ротора, среди которых доводка чашечными притирами является основным методом.

Цель работы заключалась в исследовании одного из ключевых вопросов процесса формообразования сферического ротора, а именно процесса удаления материала с поверхности ротора при доводке. Основные задачи, обеспечивающие достижение цели, связаны с созданием оборудования, позволяющего гибко управлять процессом сферодоводки, а также построением математической модели процесса сферодоводки с проверкой её адекватности.

Прецизионная сферодоводка. Метод прецизионной сферодоводки основан на вращении группы чашечных притиров, на рабочую поверхность которых наносится абразив, относительно поверхности ротора. Вращение и обработка ротора происходит под действием сил трения, возникающих при вращении притиров. Возможны различные варианты исполнения метода [2, 3], с различным количеством и пространственным расположением притиров. Сферодоводочная машина, созданная в ходе настоящей работы, представлена на рисунке 1(а).

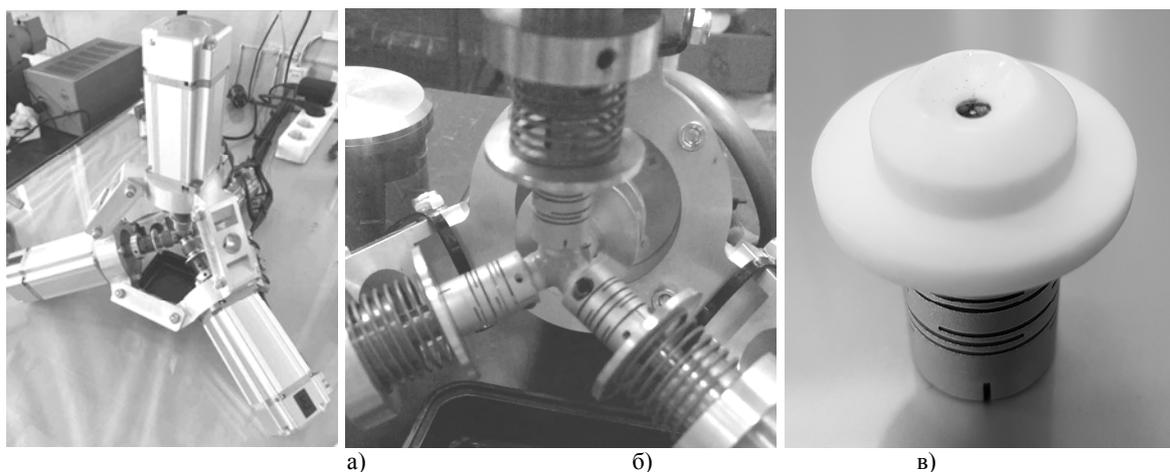


Рис.1

Машина состоит из четырех сервомоторов, скомпонованных с тетраэдрической симметрией. Цифровое управление движением каждого сервомотора осуществляется независимо от других,

с помощью ПК и программного пакета Matlab. На рисунке 1(б) представлена рабочая зона машины, с установленным ротором, а на рисунке 1 (в) – один из четырех притиров.

Модель процесса сферодоводки. Для создания модели, целесообразно рассматривать следующие компоненты процесса сферодоводки: удаление материала на элементе площади, распределение давлений по рабочим поверхностям притиров и ротора, а также анализ изменения формы поверхностей с течением времени.

Центральное место в теоретическом описании технологии сферодоводки чашечными притирами занимает процесс абразивного удаления материала на элементе площади, который приводит к изменению формы рабочих поверхностей притира и ротора. Абразивное удаление материала рассматривается на основе энергетической теории износа Флейшера [4, 5]. Предполагается, что при абразивной доводке элемент объема удаленного материала dV пропорционален элементарной работе сил трения dW_f на элементе площади, с коэффициентом пропорциональности χ – мнимой плотностью энергии, затрачиваемой для отделения элемента объема dV .

$$dV = \frac{dW_f}{\chi} \quad (1)$$

Распределение давлений по рабочим поверхностям рассматривается с учетом отклонений рабочих поверхностей ротора и притира от сферических. Давление p (в точке) в момент времени t , рассматривается в виде экспоненциальной зависимости от толщины абразивной прослойки :

$$p(\theta, \varphi, t) = \frac{a \cos \gamma}{\exp\left(\frac{h(\theta, \varphi, t)}{\bar{d}_a}\right)}, \quad (2)$$

где a – давление, при котором абразивные частицы полностью вдавливаются в рабочие поверхности; γ – угол между осью притира и радиус-вектором до рассматриваемой точки поверхности; h – толщина абразивной прослойки между ротором и притиром (в рассматриваемой точке); \bar{d}_a – средний диаметр абразивных частиц; θ, φ – углы сферической системы координат.

Учитывая характер распределения давления по поверхности ротора, производится расчет движения ротора на основе уравнений Эйлера, при этом, с использованием выражения (1), производится расчет изменения формы ротора:

$$\rho(\theta, \varphi, t + dt) = \rho(\theta, \varphi, t) - \frac{k}{\chi} (\vec{\omega}_R \times \vec{\rho}) p(\theta, \varphi, t) dt, \quad (3)$$

где $\rho(\theta, \varphi, t)$ – поверхность ротора для момента времени t ; k – коэффициент трения; $\vec{\omega}_R$ – вектор угловой скорости движения притира относительно ротора.

Выражение (3) определяет выявленную при математическом моделировании целевую функцию процесса формообразования ротора, где осуществляется оптимизация аргументов t , p и $\vec{\omega}_R$ как совокупности управляющих факторов процесса сферодоводки.

Заключение. Разработан комплекс средств математического обеспечения и технологического оснащения процесса сферодоводки роторов. Экспериментально подтверждена адекватность математической модели и эффективность технических решений, использованных при создании оборудования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бескарданная инерциальная система ориентации на электростатических гироскопах для орбитального космического аппарата / Б. Е. Ландау [и др.] // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54, № 6. С. 66–74.
2. Contributions of precision engineering to the revision of the SI / Harald Bosse et al. // CIRP Annals – Manufacturing Technology 66 (2017) 827-850

3. Finishing high precision quartz balls, W. Angele. Precision Engineering, IPC Business Press, UK 0141-6359/80/030119-04, 1980
4. A modified energy-based model for describing wear processes applied to an internal combustion engine / J. Sequard-base et al.// Int. J. Comp. Meth. and Exp. Meas., Vol. 3, No. 2 (2015) 150–164.
5. Fleischer, G. Energetische Methode der Bestimmung des Verschleißes / G. Fleischer // Schmierungstechnik. 1973. Band 4. P. 9–12.

S.N. Fedorovich (Concern CSRI “Elektropribor”, JSC). **Improving the Accuracy of Manufacturing Spherical Gyro Rotors by Precision Lapping Methods**

The process of removing material from the surface of a spherical rotor is considered. Special sphere-lapping equipment that allows flexible control of the lapping process has been created. A mathematical model of the process of sphere lapping is presented.

УДК 629.7.036.621.373

М.В. ПАВЛОВА

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

О.С. ЮЛЬМЕТОВА

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО)

МОДИФИКАЦИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ПОВЕРХНОСТНЫХ СТРУКТУР НА УЗЛАХ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Рассмотрена возможность формирования тонкопленочного хромового покрытия с целью обеспечения однородной поверхностной проводимости и возможности управления процессом формирования оптических параметров растрового рисунка. Представлена технология напыления хрома, при которой выявлена модификация поверхностной структуры тонкопленочного покрытия.

Введение. Точность работы гироскопического прибора напрямую зависит от точности изготовления чувствительного элемента. Основным узлом чувствительного элемента для электростатического гироскопа (ЭСГ) выступает бериллиевый сферический ротор [1]. В настоящее время к сферическому ротору ЭСГ предъявляются жесткие требования: по геометрии, величине дисбалансов, а также контрастности и равномерности растрового рисунка, сформированного методом лазерного маркирования на поверхности тонкопленочного покрытия нитрида титана. С развитием технологии производства и повышением точности ЭСГ появляются и новые требования сферическому ротору. Одним из таких требований является требование к однородности поверхностной проводимости, так как в результате лазерного маркирования на поверхности нитрида титана образуется растровый рисунок, представляющий собой оксид титана [2, 3]. Поскольку нитрид и оксид титана обладают различной электропроводностью, поверхность ротора имеет участки разной проводимости, что приводит к появлению тормозящих моментов при вращении ротора в электростатическом подвесе. Целью работы являлась разработка технологии напыления тонкопленочного покрытия хрома на финишную поверхность сферического ротора для обеспечения более однородной поверхностной проводимости и возможности управления процессом формирования оптических параметров растрового рисунка.

Исследование процесса формирования тонкопленочного хромового покрытия. Для проведения экспериментально-исследовательских работ по напылению хрома предварительно на поверхности ротора, покрытого нитридом титана, сформирован растровый рисунок. Поскольку контрастность рисунка зависит от числа проходов лазера, при прочих равных условиях, для эксперимента было изготовлено несколько образцов, где число проходов лазера варьировалось от 1 до 4, после чего производилось напыление хрома для оценки влияния формируемого покрытия на контраст рисунка. Во время напыления хрома при повышении парциального давления кислорода выявлено изменение цветовой гаммы, как базовой поверхности нитрида титана, так и поверхности растрового рисунка. Из этого следует вывод, что при данной технологии напыления хромового покрытия происходит модификация поверхностной структуры, которая влияет на контрастность растрового рисунка. Выравнивание величины перепада сопротивлений для зоны растрового рисунка и базовой поверхности происходит за счет увеличения сопротивления базовой поверхности с $4 \text{ Ом}\cdot\text{м}$ до $25 \text{ Ом}\cdot\text{м}$ при напылении хрома на протяжении 9 минут. Толщина покрытия при напылении хрома в течение 9 минут составила 40 нм.

Для анализа изменения контрастности растрового рисунка произведена оценка коэффициентов отражения базовой поверхности и поверхности раstra. Для определения однородности поверхностной проводимости ротора контролировалось электрическое сопротивление поверхностного слоя.

Научный руководитель д.т.н. Щербак А.Г.

Заключение. Разработана технология напыления хрома методом катодно-ионной бомбардировки, позволяющая получить тонкопленочное хромовое покрытие толщиной с хорошей адгезией (не менее 25 МПа). Определены параметры процесса напыления хромового покрытия, от которых зависит характер модификации поверхностной структуры. Осуществлено повышение однородности поверхностной проводимости ротора, за счет приближения величин электрической проводимости поверхностного слоя базовой поверхности и растрового рисунка. Выявлена принципиальная возможность управления контрастом растрового рисунка и определены управляющие факторы процесса модификации поверхностной структуры, позволяющие регулировать коэффициент отражения поверхности растра посредством нанесения покрытия хрома. Это позволяет при лазерной маркировке формировать растровый рисунок с минимальным контрастом (0,1-0,2), благодаря чему появляется возможность уменьшения толщины покрытия нитрида титана, что в свою очередь минимизирует возможное искажение формы и дисбаланса ротора.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ландау Б.Е.** Электростатический гироскоп со сплошным ротором. Гироскопия и навигация, №1, 1993, с. 6-12.
2. **Юльметова, О.С.** Анализ свойств модифицированных тонкопленочных структур, формируемых в процессе лазерной обработки поверхности нитрида титана / О.С. Юльметова, М.А.Туманова, А.Г.Щербак, Р.Ф. Юльметова // Вопросы материаловедения. – 2017. – №2. – С. 83–91.
3. **Юльметова, О.С.** Системный анализ процесса создания ротора шарового гироскопа на основе использования ионно–плазменных и лазерных технологий / О.С. Юльметова, Б.Е. Ландау, А.Г. Щербак // Фундаментальные исследования. – 2017. – №12. – С.163–168.

M.V.Pavlova (ITMO University, Concern CSRI Elektropribor, JSC, St.Petersburg,), **O.S. Yulmetova** (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St.Petersburg). **Modification of thin-film functional surface structures at nodes of gyroscopic surfaces**

The possibility of forming a thin-film chrome coating with the aim of ensuring uniform surface conductivity and the possibility of controlling the formation of the optical parameters of the raster pattern is considered. The technology of chromium deposition presented, in which a modification of the surface structure of a thin-film coating revealed.

УДК 629.7.036.621.373

Н.С. КАРАНИН

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

С.Н. БЕЛЯЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»)

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ НАНЕСЕНИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ НА КВАРЦЕВЫЕ ДЕТАЛИ ПРЕЦИЗИОННЫХ ПРИБОРОВ

Рассмотрены технологические аспекты формирования тонкопленочных покрытий на поверхность кварцевых узлов чувствительного элемента электростатического гравитационного градиентометра. Представлена технология нанесения многослойных покрытий и особенности процесса магнетронного напыления на грани деталей, имеющих форму прямоугольного параллелепипеда.

Введение. Функционирование электростатического гравитационного градиентометра (ЭГГ) обеспечивается системой электродов подвеса. Электроды (рис. 1) формируются в виде тонкопленочных покрытий на гранях инерционного тела (4), корпуса (3), в котором устанавливается это тело, и обращенных в сторону тела плоских поверхностей крышек (2). Указанные узлы ЭГГ выполнены из кварцевого стекла КУ-1, и технология нанесения на них токопроводящего покрытия толщиной 1,5 – 2 мкм должна обеспечивать отклонения от указанной величины не более 0,3 мкм при шероховатости не хуже Ra0,04 согласно техническим требованиям конструкторской документации (КД) на детали. Электросопротивление электродов, согласно требованиям КД, должно составлять менее 30 Ом. Кроме того, необходимо выполнение на токопроводящем покрытии контактных площадок, обеспечивающих пайку медных проводов для подачи электрического потенциала на электроды. Важным фактором, влияющим на качество покрытия, является его адгезия к основе. Величина адгезии должна технологически обеспечивать неразрывное соединение покрытия с основой в процессе эксплуатации прибора. На адгезию влияет разность

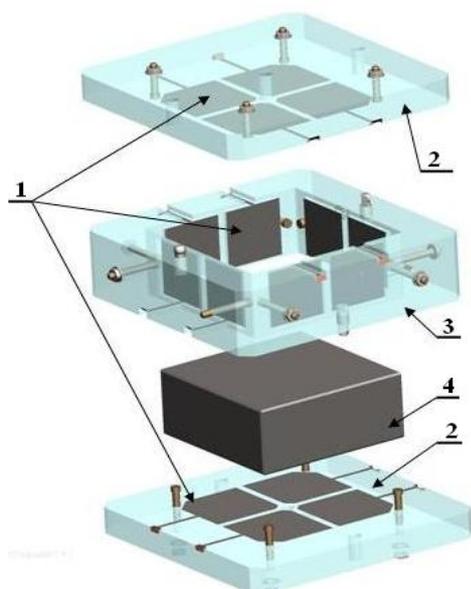


Рис.1. Узлы ЭГГ. 1 - электроды, 2 - крышка, 3 - корпус, 4 - инерционное тело

термических коэффициентов линейного расширения (ТКЛР) и возможные топохимические взаимодействия материалов.

Целью работы является разработка технологии формирования тонкопленочных покрытий на узлах ЭГГ, обеспечивающей требования по электросопротивлению электродов и возможность пайки коммутационных проводов к ним, а также отвечающей условию достаточной адгезии и минимальной разнотолщинности покрытий. Для достижения поставленной цели необходимо решение следующих задач:

- выбор материала покрытия электродов и разработка средств оснащения процесса напыления;
- исследование термомеханических взаимодействий в зоне напыления покрытий и определение основных математических зависимостей протекания реакций при напылении;
- выявление значимых параметров процесса напыления и выбор режима напыления покрытия.

Разработка технологии нанесения тонкопленочных покрытий на кварцевые узлы.

На начальном этапе работ осуществлялся выбор материала покрытия, который должен обеспечивать совокупность всех необходимых к нему требований. Титан в качестве материала

покрытия на кварцевые детали был выбран исходя из таких критериев, как удельное электро-сопротивление материала, характеризующее его работоспособность в качестве электродов подвеса, и устойчивость материала к окислению на воздухе, влияющая на стабильность его электрических и механических свойств. Кроме того, учитывалась сравнительно меньшая по сравнению с другими материалами (хром, медь, серебро, золото) разница ТКЛР титана и кварца, а также выявленная на основе термодинамического анализа возможность топохимического взаимодействия в системе $Ti - SiO_2$ в зоне контакта для обеспечения необходимой адгезии покрытия. В качестве материала контактных площадок была выбрана медь, отвечающая условию создания прочного неразъемного соединения с коммутационными проводами при пайке и являющаяся апробированным техническим решением. Необходимым условием обеспечения процесса напыления являлось создание комплекса средств технологического оснащения процесса напыления - оснастки и устройств, позволяющих осуществлять как последовательное, так и одновременное за один термический цикл напыление титановых электродов на четыре грани инерциального тела ЭГГ (прямоугольного параллелепипеда), а также на две грани и внутреннюю зону корпуса, что обеспечивается соответствующей кинематикой перемещения деталей в оснастке в камере установки, исходя из конструктивных особенностей, габаритов и максимальной мощности разработанного привода вращения деталей. Обеспечение геометрии формы покрытия осуществлялось за счёт характеристик привода вращения и конфигурации масок и экранов [1].

$$V_n = \frac{A \cdot \cos^2 \Omega}{L^2}, \quad (1)$$

На основе использования зависимости скорости напыления V_n от параметров процесса разработаны кинематические схемы процессов формирования покрытий [2, 3].

В (1) L – расстояние от детали до источника напыляемого материала, Ω – текущий угол между направлением потока материала и напыляемой плоскостью, A – размерная константа, определяемая параметрами процесса напыления.

Используя расчетные и эмпирические методы [2], определено соотношение скорости V_n на неподвижную плоскую поверхность, перпендикулярную потоку напыляемого материала, и скорости напыления V_n^* на эту поверхность при вращении инерционного тела. При этом принято, что угол Ω для некоторой точки поверхности меняется со временем по закону [2]:

$$\Omega(t) = \frac{2\pi}{T_0} \cdot t + \Omega_0, \quad (2)$$

где t – текущий момент времени, T_0 – период вращения, Ω_0 – начальное угловое положение точки на поверхности ротора. Угол отсчитывается от ближайшей к источнику точки поверхности и в направлении вращения. Так как угол Ω_0 лежит в пределах от 0 до 2π , то за один оборот ротора угол Ω меняется в пределах от Ω_0 до $2\pi + \Omega_0$.

Исследованы термомеханические взаимодействия в зоне напыления покрытий. Анализ вероятности образования различных оксидов Ti_xO_y в зоне взаимодействия кварц - титан согласно расчёту энергии Гиббса реакций показал, что наиболее вероятно образование оксида Ti_2O_3 , затем TiO и TiO_2 [4]. Установлено, что покрытия титан-медь имеют двуслойную структуру и ступенчатый термический цикл формирования, обеспечивающий на первом этапе взаимодействие титана и меди с образованием в зоне контакта интерметаллидной прослойки $TiCu_x$ (Ti_2Cu , $TiCu$, Ti_3Cu_4 , Ti_2Cu_3 , $TiCu_2$, $\beta TiCu_4$), толщиной единицы нанометра для обеспечения адгезии покрытия, а на втором этапе - формирование основного слоя меди. В процессе эксплуатации макета электростатического подвеса прибора покрытие сохранило сплошность, что определяет достаточную величину его адгезии. В рамках исследований характеристик покрытий с помощью профилографа Talusurf произведена оценка шероховатости поверхности ($Ra < 0,04$), толщины покрытия ($\sim 1,7$ мкм) и его разнотолщинности ($\sim 0,2-0,25$ мкм). Величина электро-сопротивления покрытия электродов составила 9-20 Ом. Выбраны оптимальные режимы напыления покрытий, основными параметрами которых являются ток (4А) и напряжение (450 В) разряда мишени, расстояние мишень-деталь (100-110 мм), время напыления (15 мин для неподвижной детали, 40-45 мин –

для вращающейся детали), температура нагрева подложки (300 °С), давление рабочего газа ($1,4 \cdot 10^{-3}$ мм рт.ст.), степень вакуума в камере ($5 \cdot 10^{-5}$ мм рт.ст.).

Заключение. Разработана технология формирования тонкопленочных покрытий на узлах ЭГГ, которая удовлетворяет требованиям к покрытию по толщине, разнотолщинности, шероховатости, электросопротивлению и адгезии, включая анализ и выбор материала покрытия. Разработан комплекс средств оснащения и кинематические схемы их функционирования для нанесения покрытий на инерционное тело, корпус и крышки ЭГГ. Проведена термодинамическая оценка возможных топохимических взаимодействий в системе $SiO_2-Ti-Cu$. Выявлены условия и значимые параметры процесса напыления покрытий на узлы с различной ориентацией напыляемых поверхностей относительно потока напыляемого материала. Выбраны оптимальные режимы напыления покрытий. Представлены результаты экспериментальных исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Беляев С.Н., Щербак А.Г.** Средства оснащения процессов напыления покрытий на узлы giroприборов, имеющих форму тел вращения. // «Навигация и управление движением». Материалы юбилейной X конференции молодых ученых. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ, ЦНИИ» Электроприбор, 2009. С. 68–73.
2. **Юльметова О.С.** Ионно-плазменные и лазерные технологии в гироскопическом приборостроении. // Диссертационная работа на соискание учёной степени доктора технических наук. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2019, С. 115-125.
3. **Knudsen, M.** The cosine law in the kinetic theory of gases / M. Knudsen // *Annalen der Physik*. 1915. № 48. P. 1113–1121.
4. **Морачевский А.Г. и др.** Прикладная химическая термодинамика. Санкт-Петербург, Изд-во Политехнического университета, 2008. 254 с.

N.S. Karanin (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint-Petersburg), **S.N. Belyaev** (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint-Petersburg). **Development of the thin film coatings sputtering technology on the quartz units of precise devices.**

The paper considers the technological aspects of the thin-film coatings formation on the quartz units surfaces of an electrostatic gravitational gradiometer sensitive element. The technology of laying multilayer coatings and the features of the magnetron sputtering process on the flats of units, which have the shape of a rectangular parallelepiped, are presented.

■ НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ ■

Н.Г.ТЕН, Р. Р. АБДУЛЛИН
(Президентский физико-математический лицей (ПФМЛ) №239)

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ МОБИЛЬНЫХ ПЛАТФОРМ РОБОТОВ
ДЛЯ ТЕАТРАЛИЗОВАННЫХ ПРЕДСТАВЛЕНИЙ**

В работе описана конструкция робота для театрализованных представлений на примере складного робота Пинотино, спроектированного учениками ГБОУ "Президентского физико-математического лицея №239". Все структурные элементы тела робота вырезаны из фанеры на лазерном станке или напечатаны на 3D принтере. Конструкция легко разбираема, что достигается за счет механизма, состоящего из тканевого троса, двух лебедок, двух пар мебельных направляющих и моторов, приводящих весь механизм в движение.

Голова робота состоит из трех сегментов: в верхнем установлен аккумулятор, а нижний имитирует движение челюсти. Средний сегмент содержит основные электронные компоненты: контроллер, светодиодные матрицы для имитации движения глаз и нос, для выдвижения которого используется телескопический механизм из алюминиевых трубок и автомобильная антенна от KIA Sportage. Работу каждого механизма фиксируют предельные переключатели, продлевающие срок службы компонентов.

Отмечается, что Пинотино участвовал в международных робототехнических состязаниях RoboCup Australia и RoboCup Asia Pacific Moscow. На последних соревнованиях проект занял первое место.

Н.Г. ТЕН, Р. КНЯЖИЦКИЙ
(Президентский физико-математический лицей (ПФМЛ) №239)

МЕТОДЫ ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ И НЕЙРОННЫЕ СЕТИ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ТЕАТРАЛИЗОВАННЫХ ПРЕДСТАВЛЕНИЙ РОБОТОВ

Работа посвящена созданию алгоритмов для управления роботами в двух проектах, «Колобок» и «Пинотино», продемонстрированных на этапе театрализованных представлений в соревнованиях Robocup Sydney 2020.

При стабилизации положения шарообразного робота «Колобок» на качелях учтена нелинейная зависимость уровня шума от расстояния до робота, измеряемого датчиками, установленными на качелях. С помощью комплементарного фильтра с сантиметровой точностью определялось положение шара относительно центра качелей, а задача стабилизации решалась с использованием ПИД-регулятора с квадратичной составляющей.

В рамках второго проекта при распознавании цифр роботом «Пинотино» наивысшую точность продемонстрировала сверточная нейронная сеть с архитектурой LeNet-5. Для распознавания трехмерных объектов архитектура сети была изменена на SqueezeNet, что привело к повышению вероятности распознавания с 64% до 99,5%. При распознавании контуров объектов в реальном времени предложен эффективный алгоритм выделения контура, основанный на разделении изображения на внутреннюю и внешнюю области, вписывании объекта в ромб, и нормализации самого ромба.

Отмечено, что предлагаемые решения удостоены награды “Best software solution” на Robocup Sydney 2020, и, кроме того, авторы удостоены первого места на всероссийском и тихоокеанском этапе этих же соревнований.

Б.В.ВИКТОРОВ, Д.С.ВЕДЕНИН
(Президентский физико-математический лицей (ПФМЛ) №239)

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ АВТОНОМНОГО ПРОХОЖДЕНИЯ ЗАМКНУТОЙ ТРАЕКТОРИИ КВАДРОКОПТЕРОМ

В работе рассматривается решение задачи автономного прохождения квадрокоптером замкнутой траектории с использованием информации о расположении опорных меток на базе компьютерного зрения. Для тестирования разработанных алгоритмов выбрана платформа CVDrone, позволяющая обрабатывать данные от квадрокоптера Parrot Ardrone2.0.

Движение квадрокоптера описывается формулой, в которую входят углы Эйлера, поступающие от инерциального измерительного модуля и значения линейной скорости, вычисляемые с помощью алгоритма OpticFlow. Построен конечный автомат, имеющий четыре состояния: начальное, состояние вычисления управляющего воздействия, состояние нахождения в целевой позиции и конечное состояние. Управляющие воздействия рассчитываются с помощью пропорционально-дифференцирующего регулятора. При нахождении квадрокоптера в третьем состоянии запускается алгоритм компьютерного зрения корректировки по метке, для которой вычисляются ее координаты и угол отклонения квадрокоптера относительно нее. Меткой является наибольший контрастный объект на изображении, закодированном по схеме HSV.

Полученный алгоритм показал лучший результат при облете траектории в виде восьмерки вокруг двух столбов на открытых состязаниях Санкт-Петербурга по робототехнике 2019. Показатель квадрокоптера составляет 10 кругов за 2 минуты, а оптимизация коэффициентов регулятора и уменьшение времени задержки над целевой позицией позволит увеличить это значение до 50 кругов.

М.К. ЛУБКОВ, М.Р. ГАЙНУТДИНОВ
(Базовая школа профориентации мегафакультета компьютерных технологий и управления
Университета ИТМО (БПШ ФКТиУ))

ПЕРЕДАЧА КОДОВОЙ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ СИГНАЛОВ С ИЛЛЮСТРАЦИЕЙ НА СВЕТОДИОДНЫХ ИНДИКАТОРНЫХ УСТРОЙСТВАХ

В настоящей работе рассматривается принцип передачи кодовой последовательности сигналов посредством интерфейса UART на базе платы Arduino Nano и контролем передачи на светодиодном индикаторном устройстве. Поочередное включение и выключение светодиодов на плате Arduino отражает скорость передачи данных через интерфейс UART.

Порт UART платы Arduino UNO может быть использован для загрузки в контроллер программы из компьютера: в проекте сигналы с микросхемы ATmega16U2 поступают на контроллер ATmega328. При передаче информации устанавливается требование, что погрешность временных интервалов передачи битов не должна превышать 5%. Для управления обменом данными использовалась библиотека Serial, поддерживающая форматы ASCII и бинарного кода.

Е.А. ЗАРУБИНА, С.В. БИБИКОВ

(Базовая школа профориентации мегафакультета компьютерных технологий и управления
Университета ИТМО (БПШ ФКТиУ))

ОБНАРУЖЕНИЕ ПРИБЛИЖЕНИЯ ПОЕЗДА ПО ВИБРОАКУСТИЧЕСКИМ КОЛЕБАНИЯМ РЕЛЬСОВ НА ПОВОРОТАХ РЕЛЬСОВОГО ПУТИ

В работе рассматривается механизм возникновения и распространения виброакустических колебаний рельса (крипов) при движении поезда по дуге. Указанный тип колебаний не характерен для всего участка пути, а является преобладающим только для криволинейных участков пути. Причиной возникновения колебаний является трение боковых поверхностей колес поезда о рельс. Распространение крипов происходит по телу рельса с небольшими затуханиями на стыках, тем не менее, не препятствующими колебаниям передаваться на большие расстояния, что подтверждено экспериментально. Целью работы является решение задачи заблаговременного обнаружения крипов с последующей сигнализацией ремонтным бригадам о приближении поезда.

Предложен алгоритм детектирования крипов на значительном удалении от источника на фоне колебаний, создаваемых на путях ремонтной бригадой в условиях неполной остановки движения поездов. Испытания проводились с помощью системы оповещения о приближении поезда «Сигнализатор-П», используемой в ОАО «РЖД» для снижения рисков травмирования работников от наезда подвижного состава.

БОЛДЫРЕВА Е.А, СМИРНОВА.О.Д
(Базовая школа профориентации мегафакультета компьютерных технологий и управления
Университета ИТМО (БПШ ФКТиУ))

ЭФФЕКТ ЗАМЕДЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ НА СПУТНИКАХ СИСТЕМЫ «ГЛОНАСС»

В докладе рассмотрены возможные опровержения связи теории относительности с релятивистскими поправками к измерениям систем ГЛОНАСС, рекомендуемыми к использованию для корректной работы космических навигационных спутниковых аппаратов. Приводятся доказательства связи этих поправок с законами классической механики, а не с постулатами специальной теории относительности. Показано, что указанные поправки являются следствием принципа сложения скоростей сигнала, движущегося от спутника к источнику, со скоростью самого спутника, также находящегося в движении.

ИВАНОВ Э.В.
(Молодежный творческий форум «Китеж плюс»)

СИСТЕМА ВЕРТИКАЛЬНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПОЛЁТА МОДЕЛИ РАКЕТЫ

В работе представлена система активной стабилизации, обеспечивающая стабильный вертикальный полёт модели ракеты и предотвращающая отклонение от заданного направления полёта. Выведены формулы, необходимые для построения математической модели ракеты. Перечислены основные факторы, приводящие к отклонению модели ракеты от курса: кривизна стабилизаторов и корпуса, неверная компоновка деталей и элементов, неравномерная работа двигателей, порывы ветра. К широко используемым в моделизме системам с активной стабилизацией относят системы с газовой или гироскопической стабилизацией, не обладающие высокой надежностью. Вариант с использованием качающегося сопла ввиду сложности конструкции и высокой стоимости также применяется редко.

Предложена альтернативная более надежная система на основе отклоняемых аэродинамических стабилизаторов. Управление моделью в такой системе происходит посредством отклонения стабилизатора на заданный угол. В проведенном эксперименте микроконтроллером Arduino Nano вырабатывался требуемый угол атаки, и создавались моменты, поворачивающие модель ракеты до тех пор, пока не было достигнуто новое положение равновесия. В будущем планируется совершенствование системы путём добавления алгоритма, основанного на ПД-регуляторе, обеспечивающего уменьшение угла отклонения аэродинамической поверхности по мере приближения носа ракеты к вертикальной оси полёта. Таким образом будет устранена проблема с входом ракеты в автоколебания.

И. В. ДЫМАШЕВСКАЯ, А. В. ШЕРСТИНОВА, К. А. КУЧЕРОВА, Г. Д. ВОРОЖЦОВ
(Молодежный творческий форум «Китеж плюс»)

СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ МАКЕТА МИКРОСПУТНИКА CANSAT НА УЧАСТКЕ СВОБОДНОГО ПАДЕНИЯ

В работе рассматривается задача управления движением на этапе свободного падения макета учебного микроспутника, выполненного в международном формате CanSat. Целью проекта является приведение спутника на заданную посадочную площадку, что снижает угрозу разрушения дорогостоящего оборудования, возникающую при жесткой посадке. Для управления рулями микроспутника используются сервоприводы, построенные на авиамодельных рулевых машинках, а для контроля текущего положения спутника – приемник системы спутниковой навигации (GPS). Это обеспечивает посадку макета учебного микроспутника в заданную на поверхности Земли точку с погрешностью 50м.

Оптимизация размещения компонентов внутри микроспутника проводилась с помощью пакетов твердотельного проектирования SolidWorks. В дальнейшем планируется собрать действующий макет микроспутника для участия в соревнованиях, получить реальные данные полета и сделать выводы об успешности оптимизации выбранной конструкции.

Н.С.АРХИПОВ
(Молодежный творческий форум «Китеж плюс»)

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА МОДЕЛИ РАКЕТЫ МЕТОДАМИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

Работа посвящена измерению максимальной высоты подъема модели ракеты на соревнованиях путем обработки изображения с видеокамеры, снимающей полет модели ракеты. Такой способ решения задачи является альтернативным двум группам методов, также применяемым в рамках соревнований. К первой группе методов относится применение радиотехнических средств на наземной станции, отслеживающей положение модели ракеты по специальной метке. Вторая группа использует установленные на ракете автономные системы контроля высоты полета на основе барометрического метода или с помощью приемников спутниковой навигации. К недостаткам первой группы относится высокая стоимость оборудования, а для второй – ограничения на диапазон измеряемой высоты (не более 20 - 50 м) и наличие задержек до 10 с.

В настоящем проекте высота полета определяется на основе информации о положении изображения модели ракеты на экране видеокамеры, установленной на некотором удалении от точки старта. Алгоритм обеспечивает измерение предельной высоты 500м с погрешностью 0,69 м при использовании камеры с разрешением 720р. Дальнейшее развитие подхода позволит вычислять не только высоту полета, но и пространственные координаты траектории полета, для чего потребуется обработка изображения с нескольких камер.

▪ ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ▪

УДК 629.12.053

А.А. МАСАЛОВ

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

**СИНХРОНИЗАЦИЯ ДАННЫХ СТЕНДА ACUTRONIC И НАВИГАЦИОННОГО
ОБОРУДОВАНИЯ**

Описана система, обеспечивающая синхронную запись данных навигационных приборов и высокоточного трехосного имитатора движения Acutronic AC3367-TCN. Выполнено обоснование выбранной элементной базы. Проведено тестирование разработки.

Введение. Одними из наиболее ответственных этапов изготовления навигационных приборов и систем являются испытания и калибровка их чувствительных элементов, которые проводятся на различных имитаторах движения[1,2]. При проведении испытаний и калибровки в динамике необходимо синхронно списывать данные приборов и имитаторов движения. К сожалению, не всегда имеется такая техническая возможность. В АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» для решения задачи калибровки навигационных приборов используется, в том числе, высокоточный трехосный имитатор движения Acutronic AC3367-TCN (далее стенд)[3]. В настоящее время реализован и успешно эксплуатируется метод сбора данных без синхронизации. Данный метод имеет свои недостатки, основным из которых является отсутствие возможности сравнивать задаваемые оператором углы ориентации и вырабатываемые навигационной системой в динамике[4]. Целью настоящей работы является создание системы, обеспечивающей синхронную запись данных навигационных приборов и стенда. Одно из главных требований к разрабатываемой системе заключается в необходимости формирования помехоустойчивого синхроимпульса. Работоспособность предложенного решения необходимо протестировать в стендовых условиях.

Построение системы синхронизации. У стенда Acutronic AC3367-TCN единственным интерфейсом выдачи данных об угловом положении и скоростях вращения, доступным для пользователя, является шина Ethernet, которая не позволяет получать данные в режиме реального времени. Однако разработчик стенда предусмотрел механизм фиксации данных, который называется «FreezePulse». Данный механизм позволяет контроллеру стенда фиксировать данные о параметрах движения осей во время прихода опорного внешнего сигнала (синхроимпульса). Данные о движении сохраняются в заранее определённых переменных и хранятся до тех пор, пока не придёт следующий импульс. В качестве опорного внешнего сигнала на вход контроллера стенда можно использовать синхроимпульс ТТЛ уровня, сформированный навигационным прибором и передаваемый через систему токоподводов стенда. Однако из-за мощных электромагнитных полей, формируемых электроприводами стенда, импульс значительно искажается, что вызывает сбои при регистрации данных.

Учитывая то обстоятельство, что в качестве рабочего интерфейса данных навигационного прибора используется шина CAN с протоколом реального времени CANOpen, было принято решение о построении системы, получающей информацию о синхронизации непосредственно с шины CAN и формирующей синхроимпульс для контроллера стенда. В качестве аппаратной

Научный руководитель: к.т.н., доцент Драницына Е.В.

части системы была выбрана плата Arduino UNO R3 на базе микроконтроллера Atmega 328, для обеспечения связи по шине CAN был использован контроллер MCP2515. Данная плата имеет отдельный разъём питания, что позволяет использовать её автономно без подключения к ПК [6,7]. Немаловажным фактором выбора данной аппаратной части стало её широкое распространение, большое количество методической литературы и невысокая стоимость. Внешний вид аппаратной части приведен на рис.1. Был разработан и реализован в программной среде ArduinoIDE алгоритм, детектирующий кадры данных на шине CAN и формирующий ТТЛ импульс (рис.2), проведено тестирование разработки. На основе результатов испытаний, было подтверждено, что платой формируется сигнал с незашумленным фронтом и данные о положении всех трёх осей станда фиксируются одновременно на момент прихода внешнего синхроимпульса, стабильно и со стабильной задержкой от момента прихода сигнала с CAN устройства. Таким образом, можно сделать вывод, что при каждом поступлении значений данных от прибора регистрируется соответствующее значение данных от станда.



Рис. 1 Аппаратная часть системы формирования синхроимпульса



Рис. 2 Внешний вид ТТЛ импульса

Заключение. Приводятся результаты создания системы, обеспечивающей синхронную запись данных навигационных приборов и высокоточного трехосного имитатора движения Acutronic AC3367-TCN. В качестве аппаратной части была использована плата Arduino UNO R3, позволяет транслировать помехоустойчивый синхроимпульс надлежащего качества, детектируемый на шине CAN. В ходе проведенных испытаний с использованием разработанной системы, была подтверждена синхронизация данных станда Acutronic и навигационного прибора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Козлов А.В., Парусников Н.А., Вавилова Н.Б., Тарыгин И.Е., Голован А.А. Динамическая стандовая калибровка бескарданных инерциальных навигационных систем в сборе // Известия ЮФУ. Технические науки. 2018. №1. С. 241–257.
2. Л. В. Водичева, Ю. В. Парышева Оценка точности параметров датчиков бесплатформенного инерциального измерительного блока с помощью относительно грубого поворотного стола // Гироскопия и навигация. Том 27, №2 (105), 2019. С. 162–178.
3. Драницына, Е.В. Калибровка измерительного модуля по навигационному решению БИНС: выбор программы движения станда. 2017.
4. А. А. Голован, Н. Б. Вавилова, И. А. Васинева, А. В. Козлов, Н. А. Парусников, О. А. Зорина, С. Е. Кухтевич, А. В. Фомичев. Методы калибровки БИНС на грубых и точных стандах // Московский институт электромеханики и автоматики. «Навигация и управление летательными аппаратами». 2016. С.10–16.
5. Бельский Л.Н., Водичева Л.В. Ускоренная прецизионная начальная выставка и калибровка ИНС летательного аппарата на подвижном основании // Гироскопия и навигация. 2001. № 4 (35). С. 3–18.
6. В.И. Пономаренко, А.С. Караваяев Использование платформы Arduino в измерениях и физическом эксперименте / Изв. вузов «ПНД». 2014. Т. 22, № 4. С. 77–90.
7. Евстифеев А.В. Микроконтроллеры AVR семейства Classic фирмы Atmel / 3-е изд., стер. М.: Издательский дом «Додэка-XXI», 2006. С. 288.
8. Instruction manual IM - 21179 for the Series AC 3367.14 - TCN; Three Axis Position / Rate Table; Controlled by ACUTROL® ACT3000. 2009.

9. AtmelAtmega328/PDatasheetComplete. 2016. С. 9–10.
10. Microchip MCP2515. Stand-Alone CAN Controller With SPI™ Interface. 2004.

A.A.Masalov (ITMOUniversity, Concern CSRI Elektropribor, JSC, St.Petersburg, St.Petersburg). **Data synchronization of Acutronic stand and navigation equipment**

A system is described that provides synchronous data recording of navigation devices and a high-precision three-axis motion simulator Acutronic AC3367-TCN. The substantiation of the selected elemental base is completed. Development testing has been carried out.

УДК 681.5.015.3

А. А. ТРУФАНОВА, Д. А. ЧЕРГИНЕЦ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

РЕАЛИЗАЦИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ИДЕНТИФИКАЦИИ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ МАНИПУЛЯТОРА

Описан алгоритм идентификации кинематических параметров манипулятора. Регрессионная модель основана на динамической модели манипулятора, которая отражает зависимость рассматриваемых параметров от моментов на звеньях в системе соглашений Денавита-Хартенберга. Проведенные эксперименты позволили определить возможную область использования представленного алгоритма.

Введение. При работе с роботами-манипуляторами часто возникает задача уточнения основных параметров механизма [4]. Такими параметрами, к примеру, являются длины звеньев, которые в соглашении Денавита-Хартенберга (DH) представлены символично (a и d на рис. 1) [2]. В работе рассматривается практическое применение алгоритма идентификации кинематических параметров шестизвенного манипулятора на примере UR-10 (Universal Robotics) [5], а также сравнение полученных и номинальных значений параметров при реализации задачи силомоментного оцувствления [6]. Основной целью работы является определение условий, при которых использование исследуемого алгоритма будет целесообразно.

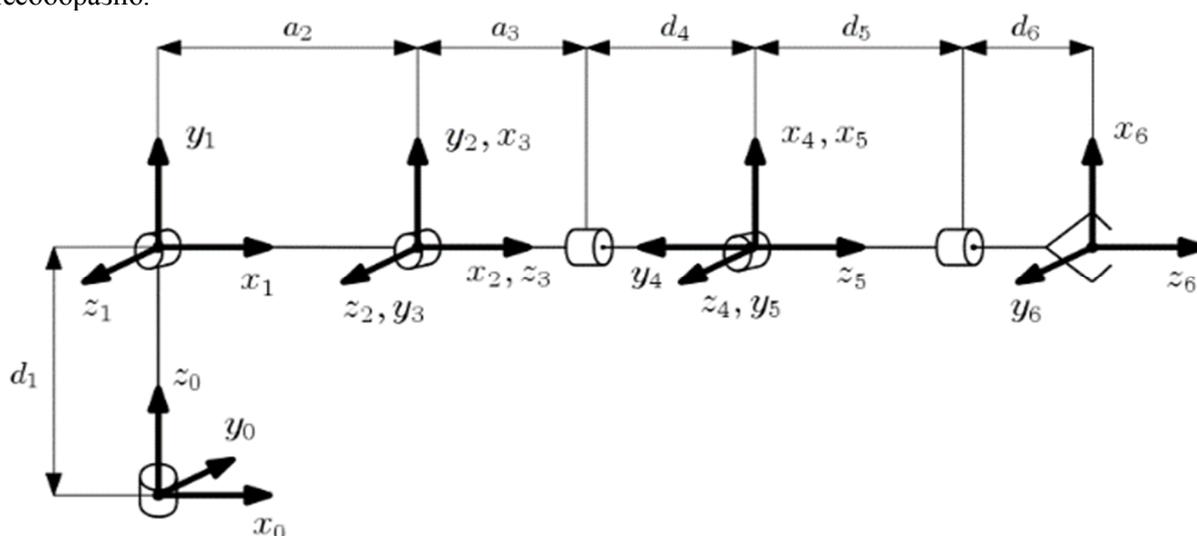


Рис. 1 Обозначение DH параметров шестизвенного манипулятора последовательной кинематики

Описание алгоритма идентификации кинематических параметров манипулятора. Для описания регрессионной модели используется силомоментное уравнение динамической модели манипулятора с n - звеньями [1]:

$$\tau = J^T \cdot F, \quad (1)$$

где $\tau = [\tau_1 \ \tau_2 \ \dots \ \tau_n]^T$ – вектор-столбец $\tau \in \mathcal{R}^{n \times 1}$ моментов на двигателях звеньев; $F = [F_x \ F_y \ F_z \ T_x \ T_y \ T_z]^T$ – вектор-столбец $F \in \mathcal{R}^{6 \times 1}$ компонент сил и моментов, приведенных к базовой системе координат; J – матрица преобразований Якоби.

Выражение для представления координат рабочего инструмента в линейно-независимом от идентифицируемых параметров виде:

$$p = R \cdot D, \quad (2)$$

где $R = [R_0^0 R_{1(z)}^0 \dots R_{n(z)}^{n-1} R_{n-1}^0]$ – обобщенная матрица, содержащая угловые преобразования координат, линейно независима от идентифицируемых параметров; $D = [o_1^0 \dots o_n^{n-1}]^T$ – блочный вектор-столбец идентифицируемых параметров вида $o_i^{i-1} = [a_i \ 0 \ d_i]^T$.

Подставляя матрицу Якоби для линейных скоростей $J_v = \frac{\partial p}{\partial q}$ в (1), и используя выражение (2), получаем:

$$\tau_v^T = \Gamma \cdot D, \tag{3}$$

где $\tau_v = \tau - J_\omega^T \cdot F = J_v^T \cdot F$ – моменты на звеньях манипулятора, обусловленные поступательным движением; $\Gamma = F^T \cdot \frac{\partial R}{\partial q}$ – регрессор; D – вектор идентифицируемых параметров в ДН соглашении.

Применяя метод наименьших квадратов [3] для оценивания параметров регрессионной модели (3), получаем:

$$\hat{D} = (\Gamma^T \cdot \Gamma)^{-1} \cdot \Gamma^T \cdot \tau_v^T. \tag{4}$$

Т а б л и ц а 1

Параметры шестизвального манипулятора UR-10

Параметр	Оцененные параметры, \hat{D} , (м)	Указанные производителем параметры, D , (м)
d1	-	0.1273
a2	0.6575	0.612
a3	0.6816	0.5723
d4	0.0895	0.163941
d5	0.1895	0.1157
d6	0.1887	0.0922

Результаты оценивания длин звеньев представлены в Таблице 1, в которой для сравнения приведены указанные производителем номинальные значения. При этом параметры первого звена не идентифицируются за счет отсутствия преобразований координат на этом звене.

Для определения области применения произведено сравнение сил и моментов, оцененных с помощью найденных и номинальных параметров. Оценивание производилось посредством использования динамической модели (1), с подстановкой в формируемую матрицу Якоби номинальных параметров. Для найденных параметров подстановка производилась в форме (3). Для оценивания сил также использовалась модель (1), где номинальные и найденные параметры использовались для формирования обратных матриц Якоби.

$$\hat{F} = J^{-T} \cdot \tau.$$

Результаты полученные во время экспериментов приведены на рис. 2, 3.

При уточнении параметров для оценивания моментов погрешность уменьшилась (среднеквадратичные отклонения ошибки оценивания представлены в Таблице 2). При оценке сил погрешность уменьшается, однако остается существенной. Это связано с тем, что измерения моментов на звеньях осуществляются посредством пропорциональной зависимости моментов и силы тока, погрешность датчика которого составляет 0.0375 А (0.4875 Н·м). Погрешность алгоритма с использованием силомоментного датчика для оценивания моментов на сочленениях составляет 0.00003 Н·м. Из этого следует, что в задачах по оцениванию моментов на сочленениях алгоритм может быть полезен, поскольку позволяет уменьшить среднеквадратичные отклонения ошибки оценивания. Вместе с тем в задачах по оцениванию сил и моментов на рабочем инструменте алгоритм не показал качественного улучшения результата оценивания.

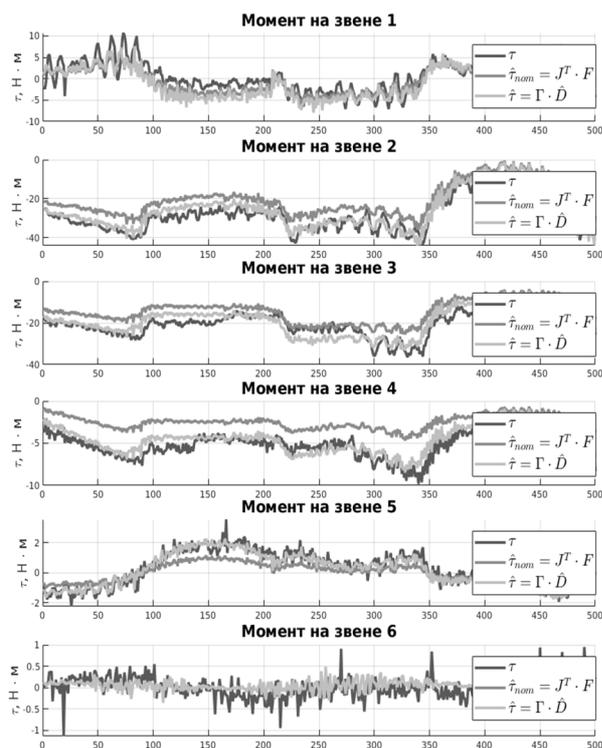


Рис. 2. Результат оценки моментов на звеньях манипулятора

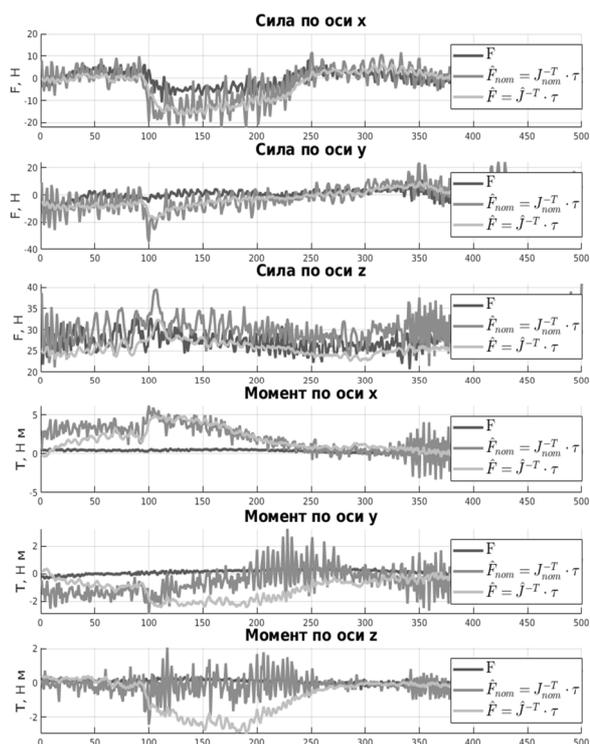


Рис. 3. Результат оценки сил и моментов в базовой системе отсчета

Таблица 2

Среднеквадратические отклонения в задаче оценивания сил и моментов.

СКО ошибки оценивания моментов на звеньях с номинальными параметрами, (Нм)	СКО ошибки оценивания моментов на звеньях с проидентифицированными параметрами, (Нм)	СКО ошибки оценивания сил с номинальными параметрами, (Н)	СКО ошибки оценивания сил с проидентифицированными параметрами, (Н)
2.1202	2.2822	4.8101	3.6701
4.2569	3.8215	7.2634	5.2185
3.5609	3.3976	5.1619	4.5849
1.4429	1.1222	1.4667	1.1654
0.7936	0.5349	1.1539	0.9475
0.2481	0.2481	0.5553	0.6713

Заключение. Описан алгоритм идентификации кинематических параметров манипулятора, проведены эксперименты по оценке параметров шестизвенного манипулятора UR-10. Сравнение использования номинальных и найденных параметров в задаче силомоментного оцувствления показало, что алгоритм подходит для использования в задаче получения моментов на сочленениях. Вместе с тем алгоритм не подходит для рассматриваемой обратной задачи – оценивания сил и моментов на рабочем инструменте, при заданной погрешности устройств измерения и используемой модели системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Spong M. W. Robot modeling and control. Hoboken, NJ : John Wiley & Sons, 2006;
2. Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А. Методы управления робототехническими приложениями: Учебное пособие. Санкт-Петербург: Университет ИТМО, 2016. 105 с.
3. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации: Учебное пособие. Санкт-Петербург: Университет ИТМО, 2017. 196 с.
4. Khoshzaban M., Sassani F., Lawrencet P. D., “ Kinematic Calibration of Industrial Hydraulic Manipulator, Robotica (1996) volume 14, pp 541-551. 1996 Cambridge University Press

5. Universal Robotic Support [Электронный ресурс]: Режим доступа: <https://www.universal-robots.com/articles/ur/parameters-for-calculations-of-kinematics-and-dynamics/>, свободный — Загл. с экрана.
6. **Юрьевич Е.И.** Сенсорные Системы в робототехнике, Учебное пособие. СПб.: Издательство Политехнического Университета, 2013. 100 с.

A.A. Trufanova, D.A. Cherginets (ITMO University, St. Petersburg). Implementation and experimental research of the identification algorithm for kinematic manipulator parameters

Introduces the concept of the regression model for research of the identification algorithm of kinematic parameters. The regression model is based on the dynamic model of a manipulator and includes parameters independent of the current position in the Denavit-Hartenberg (DH) convention. Experiments were conducted to identify an area of use this algorithm and estimate characteristics for the application.

УДК 681.51

В. В. ЛУКЬЯНОВ, К. А. ЧЕКАНОВ
(Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана)

РАЗРАБОТКА И РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМОВ ДИРЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ

В представленной работе описан опыт создания и внедрения в процессе лётных испытаний алгоритмов директорного управления применительно к самолётам малой авиации (DA-42-T).

Введение. Директорный режим управления – это полуавтоматический режим (часть функций выполняет система автоматического управления (САУ), а часть функций – лётчик), при котором формируются и предъявляются на индикацию сигналы управления (а не сигналы отклонения от заданной траектории). Практика показывает, что для выполнения горизонтального манёвра удобна команда на изменение угла крена, а для вертикального манёвра – на изменение угла тангажа, или нормальной перегрузки [1].



Рис. 1. Внешний вид директорных планок

Сигналы директорной системы индицируются, как правило, на пилотажно-навигационном индикаторе [2] (Рис. 1).

На Рис. 1 представлены директорные планки на индикационной панели DA-42-T (комплекс «УКБО-42»), изображённые в виде вертикальной и горизонтальной линий (перекрестия) в центре прибора.

Предлагаемый доклад посвящен разработке алгоритма директорного управления для самолёта DA-42-T. Этот алгоритм сводится к решению двух задач:

- 1) Расчёт заданных команд управления (крена и нормальной перегрузки);
- 2) Расчёт положения директорных планок на индикации (с учётом посчитанных ранее команд управления).

Алгоритм директорного управления. Расчёт заданных команд управления проводился по методу «Упреждение по отклонению» [3]. Достоинством данного метода является его «гибкость» (возможность применения на самолётах любого класса) и физическое обоснование настраиваемых коэффициентов. Важно отметить, что для его настройки не требуется знание аэродинамических коэффициентов летательного аппарата.

Согласно предложенному методу, пропорциональный и дифференциальный коэффициенты в законе управления (на примере бокового канала) могут быть выбраны как:

$$\left\{ \begin{array}{l} n_{Zg}^{\text{зад}} = K_{\Pi} \cdot Z + K_{\text{Д}} \cdot \dot{Z}; \\ K_{\Pi} = \frac{1}{g \cdot \tau_{\Gamma} \cdot t_y}; \\ K_{\text{Д}} = \frac{1}{g \cdot \tau_{\Gamma}}; \end{array} \right. \quad (1)$$

где $n_{Zg}^{\text{зад}}$ – заданная перегрузка в боковом канале (нормальная система координат [4]); K_{Π} , $K_{\text{Д}}$ – пропорциональный и дифференциальный коэффициенты; Z – боковое отклонение; τ_{Γ} – временная задержка в отработке заданного крена; g – ускорение свободного падения; t_y – время упреждения, определяющее «плавность» кривой погони. Путём выбора t_y можно сформировать желаемую траекторию выхода на линию заданного пути (ЛЗП) и снизить перерегулирование.

Команды управления, исходя из геометрических соображений, могут быть рассчитаны как:

$$\left\{ \begin{array}{l} n_g^{\text{зад}} = \sqrt{\left(n_{Zg}^{\text{зад}}\right)^2 + \left(n_{Yg}^{\text{зад}}\right)^2}; \\ \gamma^{\text{зад}} = \arcsin\left(\frac{n_{Zg}^{\text{зад}}}{n_g^{\text{зад}}}\right); \\ n_y^{\text{зад}} = \frac{n_{Yg}^{\text{зад}}}{\cos(\gamma)}; \end{array} \right. \quad (2)$$

где $n_g^{\text{зад}}$ – суммарная заданная перегрузка; $n_{Yg}^{\text{зад}}$ – заданная перегрузка в продольном канале; $\gamma^{\text{зад}}$ – заданный крен; $n_y^{\text{зад}}$ – заданная нормальная перегрузка.

Расчёт положения директорных планок на индикации реализован по принципу «нуль-индикации» [5]: если лётчик, выполняет команды директорных сигналов, то планки занимают центральное положение. Положение директорных планок пропорционально разнице между заданным и текущим значением крена (для вертикальной директорной метки) или разнице между заданным и текущим значением нормальной перегрузки (для горизонтальной директорной метки).

Моделирование и натурные испытания. Для проверки описанного алгоритма была разработана кинематическая модель движения самолёта в среде MATLAB/Simulink. Эта модель была получена путём замены аэродинамических сил на перегрузки и исключением уравнений динамики движения вокруг центра масс из полной системы уравнений движения самолёта (тем самым снимая необходимость учитывать аэродинамические коэффициенты) [6]. Динамические свойства внутреннего контура управления самолёта DA-42-T в боковом и продольном каналах в указанной модели представляются в виде типовых апериодических звеньев [7]. Значения постоянных времени этих звеньев были выбраны приблизительно и уточнены в ходе лётных испытаний. В результате была получена адекватная модель для отладки задач траекторного управления самолётом DA-42-T.

Разработанный алгоритм хорошо показал себя в полётах и получил высокие оценки от лётчиков-испытателей. Показатель перерегулирования при выходе на ЛЗП в горизонтальной плоскости составил порядка 10-12 м (требование заказчика – не более 20 м), а в вертикальной плоскости не более 2-3 м (требование заказчика – не более 5 м).

Заключение. Разработан алгоритм директорного управления. Разработана кинематическая модель движения для проверки указанного алгоритма. Представленный алгоритм верифицирован в ходе лётных испытаний и внедрён в программное обеспечение комплекса «УКБО- 42».

ЛИТЕРАТУРА

1. Лысенко Н. М. Практическая аэродинамика маневренных самолётов. М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1977. – 439 с.
2. Turner T. Using A Flight Director // Aviation Safety. – 2011.
3. Захаров В. М. Формирование контура управления самолётом для режима полёта по ЛЗП, учитывающего большую динамику изменения заданного траекторного угла. – М.: Отчёт НИИП, 2010.
4. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. – Взамен ГОСТ 20058-74; введ. 1981-07-01. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 83с.
5. Белгородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолёта. – М.: Транспорт, 1972. – 352 с.
6. Randal W. Beard, Timothy W. McLain SMALL UNMANNED AIRCRAFT Theory and Practice. – Oxford: Princeton University Press, 2012. – 317 p.
7. Виноградов П. В. Проектирование авиационных прицельных систем. - М.: ООО «Научтехлитиздат», 2016. – 144 с.

V. V. Lukianov, K. A. Chekanov (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Development and implementation of flight director algorithm for airplane.**

The presented work describes the experience of creating and implementing, during the flight tests, flight director algorithms as applied to light aircrafts (DA-42-T).

УДК 681.511.48

Д.А. ДРАНЕНКОВ, В. В. ПЕРЛЮК
(Государственный университет аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ ВАРИАНТОВ МАРШРУТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ БПЛА ТИПА «КОНВЕРТОПЛАН»

Рассмотрен вариант моделирования участков полета беспилотного летательного аппарата типа «конвертоплан» с учетом того, что все типовые траектории рассмотрены как замкнутые криволинейные контуры. В среде MATLAB разработана программа формирования данных для управления полетом, определения текущих координат и составляющих путевой скорости. Полученные результаты предполагается использовать при управлении полетом.

Введение. При использовании беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) типа «конвертоплан» с заранее известной маршрутной траекторией, встает задача формирования этой траектории, с последующим занесением ее на борт дрона. Целью данной работы является анализ возможных траекторий полета, выделение и формирование пространственно-временных параметров, полностью описывающих траекторию в виде массивов данных, с последующей прошивкой их в бортовом вычислителе. На основе этих данных происходит выработка управляющих воздействий на борту, обеспечивающих полет по заданной траектории.

БПЛА типа «конвертоплан». Рассмотрим беспилотники типа «конвертоплан». Они совмещают в себе вертикальный взлет, вертикальную посадку и полет, как у БПЛА самолетного типа. Благодаря такой конструкции, БПЛА имеет ряд преимуществ, таких как запуск без установки и использования специальной катапульты, дополнительное оснащение парашютом, большая маневренность, относительно БПЛА самолетного типа и большая крейсерская скорость, относительно БПЛА квадрокоптерного типа.

Анализ типовых вариантов маршрутных траекторий БПЛА. Широкое использование дронов самолетного типа требует детального рассмотрения специфики используемых маршрутных траекторий. Обычно они складываются из типовых этапов, присущих подавляющему большинству выполняемых задач. Анализ имеющихся открытых источников [1, 2] позволяет сформировать обобщенную горизонтальную проекцию маршрутной траектории. В самом общем виде ее можно рассматривать в виде последовательности следующих этапов:

1 – взлет; 2 - набор высоты; 3 – последовательное перемещение по базовым точкам маршрута; 4 - возвращение на аэродром; 5 – посадка.

При этом, базовые точки маршрута, в зависимости от решаемой задачи дроном, могут собой представлять, как заранее определенные особые точки, в которых дрон выполняет заданную миссию (места доставки груза), так и распределенные равномерно по зоне полета (например, при выполнении задач фото- или видеосъемки, распыления химикатов для сельскохозяйственных целей).

Для однозначного математического описания отдельного участка частной ортодромии используются следующие необходимые параметры: курсовой угол в начале и в конце участка (град); путевая скорость в начале и в конце участка (км/час); текущее время полета в начале и в конце участка (сек); высота полета в начале и в конце участка (м). Участки поворота частной ортодромии аналитически описаны дугой окружности.

Программа моделирования полета БПЛА типа «конвертоплан». Была написана программа [3], обеспечивающая построение обобщенных траекторий полета дрона, состоящих из участков разворота и прямолинейных участков, посредством задания координат конечных и начальных точек участков траектории. Разворот происходит на постоянной скорости и на постоянной высоте. Программа разработана для использования в среде MatLab [4] и содержит модуль определения текущих координат, который разрабатывался для этой среды с целью запуска на борту дрона. Работа с программой начинается с ввода массивов значений координат для всех опорных точек траектории. Ввод известных значений скорости полета на отдельных участках осуществляется аналогично. Оставшиеся значения скорости формируются из введенных значений, соблюдая условия выполнения разворотов и условия стыковки участков. Вводи-

мые значения скоростей также проверяются на допустимость для выбранного типа дрона. В итоге, данная программа записывает массив данных в бортовой вычислитель беспилотника и визуализирует данные траектории по точкам при откладке (рисунок 2).

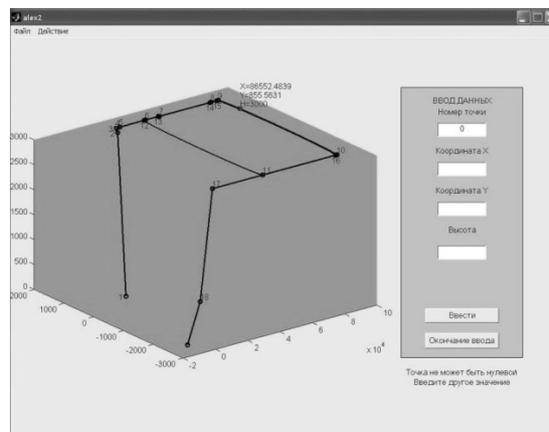


Рис. 2. Вид окна программы моделирования полета БПЛА типа «конвертоплан»

Заключение. Проведен анализ возможных траекторий полета БПЛА типа «конвертоплан». Выделены и сформированы пространственно-временные параметры, полностью описывающие траекторию в виде массивов данных, необходимые для последующей прошивки их в бортовом вычислителе. В вычислительном пакете MATLAB разработана программа, которая визуализирует процесс построения траектории полета и формирует данные навигационной проводки. Разработанная программа, в дальнейшем может быть доработана путем включения модулей, учитывающих динамические характеристики дрона.

ЛИТЕРАТУРА

1. Р.У. Биард, Т.У. МакЛэйн. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 312 с.
2. Колесников, А.А. Новые нелинейные методы управления полетом. М.: Физматлит, 2013. 195 с.
3. Перлюк В. В., Ху Сяо Ян, Драненков Д. А. Анализ и моделирование вариантов маршрутных траекторий беспилотных летательных аппаратов // Доклад на VIII Всероссийской с международным участием научно-практической конференции «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации», 14-16 октября 2019 г., Иркутск.
4. Онлайн документация вычислительного пакета MATLAB, [Электронный ресурс]// URL: www.mathworks.com (дата обращения 10.12.2019)

D. A. Dranenkov, V. V. Perluk (State University of aerospace instrumentation, city Saint-Petersburg). **Analysis and simulation of route trajectories options for drones type convertiplane**

A variant of modeling the flight sections of an unmanned aerial vehicle of the tiltrotor type are considered, taking into account that all typical trajectories are considered as closed curved contours. In the MATLAB environment, a program for generating data for flight control, determining the current coordinates and components of the waypoint speed was developed. The results obtained are expected to be used in flight control of a drone.

УДК 519.714.2

Н.С. БОНДАРЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СКОЛЬЗЯЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЕМ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ГИСТЕРЕЗИСНОЙ ПЕТЛЕЙ ЛЮФТА

Исследована возможность использования скользящего управления для нелинейной электромеханической системы с люфтом и сухим трением с целью компенсации уменьшения влияния предельных циклов. Приведен сравнительный анализ предложенного и классического линейного алгоритмов. Показаны преимущества скользящего управления.

Введение. Люфт в механизме электромеханической системы является одной из причин ее нелинейного поведения, которое может проявляться в неустойчивости, высокочастотных предельных циклах и общем ухудшении точностных показателей работы системы, вызванных кратковременными моментами неуправляемости вала нагрузки. Наиболее распространенным примером гистерезисной петли люфта являются редукторные системы передачи мощности. Существуют механические способы уменьшения эффекта люфта, но полностью исключить его влияние из системы не представляется возможным. Цель работы – исследование возможности применения скользящего управления для нелинейной системы стабилизации со значительным размером люфта и кулоновским трением.

Описание объекта управления. Модель редукторной электромеханической системы, представленная на рисунке 1, имеет две механические оси, соединенные жестким валом. Первая часть представляет собой ось двигателя, приведенную к валу нагрузки через передаточное число, вторая часть включает момент инерции нагрузки и находится на выходной оси редуктора.

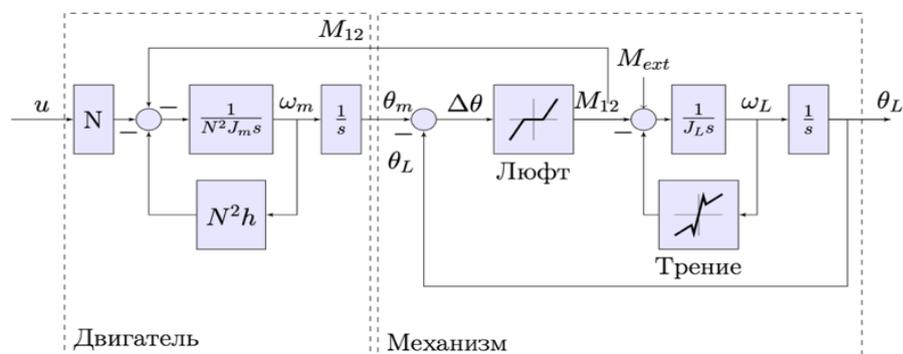


Рис. 1. Структурная схема двухмассовой системы с редуктором, где: J_m , ω_m , θ_m и J_L , ω_L , θ_L – момент инерции, угловая скорость и угол вала двигателя и нагрузки соответственно; N – передаточное число редуктора, h – жесткость механической характеристики двигателя, M_{12} – упругий момент скручивания вала, M_{ext} – внешний момент возмущений, u – сигнал управления в виде задания пускового момента двигателя

В связи с наличием нежесткой связи осей нелинейность люфта может быть представлена функцией разности углов осей редуктора с зоной нечувствительности передачи момента с первой оси на вторую [1]. При использовании классических алгоритмов управления системой выходная величина становится неуправляемой, когда система входит в мертвую зону, и точность стабилизации при наличии люфта оказывается ограничена. В этот момент на систему перестает действовать момент двигателя, и она становится фактически разомкнутой; фазовые переменные при этом входят в предельный цикл, вызывая нежелательные эффекты поведения выходной величины, такие как нелинейные колебания и неустойчивость системы.

При использовании контура тока в рамках задачи синтеза системы управления можно пренебречь высокой динамикой двигателя и считать электромагнитный момент непосредственным сигналом управления. Тогда рассматриваемая система описывается дифференциальным уравнением второго порядка (1):

$$\ddot{\theta}_L = -\frac{h}{J}\omega_L + \frac{1}{J}M_{ext} + \frac{1}{NJ}u, \quad (1)$$

в котором переменный момент инерции J зависит от того, находятся ли в контакте шестерни редуктора, и принимает дискретное значение, равное либо приведенному моменту инерции входной оси $J = N^2J_m$, либо суммарному моменту инерции на обеих осях $J = N^2J_m + J_L$.

Постановка задачи управления. Метод использования скользящих режимов основан на выборе поверхности внутри фазового пространства, проходящей через заданную точку равновесия системы. Закон управления требуется подобрать таким образом, чтобы все фазовые траектории были направлены к поверхности скольжения. Когда фазовая траектория пересекает желаемую поверхность, знак управления меняется на противоположный, и траектория оказывается вновь направлена к поверхности скольжения.

Уравнение поверхности скольжения в двумерном пространстве имеет следующий вид [2]:

$$\sigma(\tilde{\theta}) = \dot{\tilde{\theta}} + \lambda\tilde{\theta} = 0, \quad (2)$$

где σ – скольжение, являющееся взвешенной суммой ошибок по угловому положению $\tilde{\theta}$ и угловой скорости $\dot{\tilde{\theta}}$ слежения системы за углом задания θ_d , а λ – положительный коэффициент, задающий наклон поверхности скольжения.

На поверхности, описанной уравнением (2), система устойчива, а ошибка слежения асимптотически приближается к нулю после соприкосновения фазовой траекторией с поверхностью скольжения (фаза достижения [4]). Таким образом, для двухмассовой электромеханической системы с люфтом предложено использование регулятора, осуществляющего стабилизацию величины скольжения (2). Решение этой задачи обеспечило бы парирование внешних моментов возмущений системы (1), а также слежение за траекторией с гарантированной точностью, задаваемой толщиной пограничного слоя поверхности [6]. Задачу управления можно рассматривать как управление одномассовой системой с неопределённым моментом инерции J , при этом известна граница его изменения. Поставленная задача соответствует условиям робастного управления для системы с верхней оценкой неопределённости ее параметров [3].

Система управления. Уравнение регулятора, обеспечивающего робастность по отношению к изменяющимся параметрам объекта управления, будет иметь следующий вид:

$$u = N\hat{J}\left(\left(2\lambda - \frac{h}{\hat{J}}\right)\omega_m - \lambda^2\tilde{\theta}\right) + N\hat{J}K\text{sgn}(\sigma(\tilde{\theta})), \quad (3)$$

где \hat{J} – оценка значения момента инерции, K – коэффициент, определяемый величиной неопределённости момента инерции и внешними возмущениями, $\text{sgn}(\sigma(\tilde{\theta}))$ – функция знака скольжения.

Регулятор состоит из линейной части, подразумевающей известную динамику одномассовой системы без люфта, и нелинейного слагаемого с разрывной функцией, обеспечивающей робастность нестационарной редукторной системы с изменяющимися в процессе работы параметрами. Регулятор стремится свести поведение нелинейной системы с изменяющимися параметрами к заданному линейному, определенному поверхностью скольжения.

Моделирование. Моделирование системы с разработанным регулятором и сравнение его с двухконтурной линейной системой управления при задании поворота на угол 1 радиан приведено на рисунке 2. В момент времени $t = 5$ секунд происходит наброс нагрузки. Как следует из результатов моделирования, регулятор скользящего режима, в отличие от линейной системы управления, осуществляет наведение на заданный угол с более высокой точностью.

Линейная система управления оказывается неустойчива и вызывает нелинейные колебания выходной величины. В итоге среднеквадратическая величина ошибки системы со скользящим

регулятором оказывается на порядок ниже. Кроме того, скользящий регулятор осуществляет лучшую отработку возмущающего воздействия.

Сравнение систем управления объектом с редуктором (наброс нагрузки $t = 5$ с)

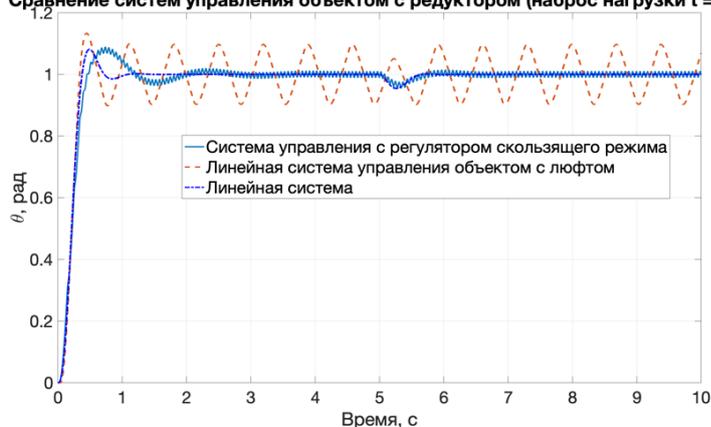


Рис. 2. Моделирование работы регулятора скользящего режима

тора и классических линейных алгоритмов. Работа регулятора исследована методами математического моделирования, результаты которого показали преимущества использования предложенного алгоритма управления для электромеханической системы. Результаты работы иллюстрируют высокий потенциал применения подобных регуляторов для электромеханических систем с редуктором.

Заключение. Исследована возможность применения скользящего управления, сводящего нелинейную редукторную систему с люфтом в скользящий режим, при условии, что используются только сигналы датчиков углового положения и скорости выходного вала. Показана возможность и методика настройки регулятора, обеспечивающего точное следование заданной траектории, компенсирующей движение основания, и парирование внешних возмущающих воздействий. Проведен сравнительный анализ работы скользящего регулятора

ЛИТЕРАТУРА

1. J.C. Cadiou, N.K. M'Sirdi, P. Blazevic. Sliding mode position control of an actuator with backlash and Coloumb friction. - IFAC System Structure and Control, Nantes, France, 1995.
2. M. T. Mata-Jimknez, TB. Brogliato. On the control of mechanical systems with dynamical backlash. Conference on decision and Control San Diego, Califomla USA December 1997.
3. Slotine J.J.E. and W. Li (1989). Applied Nonlinear Control. Prentice Hall.
4. Utkin V.I. (1987). Discontinuous control systems: State of art in theory and applications. IFAC 10th triennial world congress, Munich, Germany.
5. В. И. Уткин. Скользящие режимы и их применения в системах с переменной структурой. Издательство «Наука», Главная редакция физико-математической литературы, М., 1974, 272 стр.
6. Dongqi Ma, Hui Lin, and Bingqiang Li. Chattering-Free Sliding-Mode Control for Electromechanical Actuator with Backlash Nonlinearity. Journal of Electrical and Computer Engineering Volume 2017.

Bondarev N.S. (Concern CSRI "Elektropribor" JSC, ITMO University, Saint-Petersburg). Sliding mode position control for electromechanical system with backlash

To outcome undesirable effects of a limit cycle caused by backlash and Coulomb friction nonlinearities, the performance of a sliding mode controller is studied. The method is based on a choice of a "sliding surface" defined in the phase space system passing by the equilibrium point. After that a control law is determined such that all state trajectories are directed towards it. Sliding mode control performance provides very high dynamical performances, making the system robust to parameter variations and shows great disturbance rejection. A comparative study of several control approaches is provided, presenting advantages of the sliding mode controller.

УДК 517.93:531.391.3

А.П. ДЕРИГЛАЗОВ, А.А. ТИХОНОВ
(Санкт-Петербургский государственный Университет)

ОБ УПРАВЛЕНИИ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМОЙ В УСЛОВИЯХ НЕОДНОРОДНОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ

Рассмотрена электродинамическая тросовая система, движущаяся на круговой экваториальной орбите в условиях неоднородности геомагнитного поля. Найдено положение равновесия, соответствующее малому отклонению троса от местной вертикали. Предложено управление зарядом троса для обеспечения асимптотической устойчивости положения равновесия.

Введение. Рассматривается электродинамическая тросовая система (ЭДТС), включающая проводящий трос. Ток, протекающий вдоль троса, в условиях взаимодействия с геомагнитным полем порождает силу Ампера, которая может быть использована в качестве тормозящей силы. ЭДТС является перспективным средством для удаления с околоземной орбиты космического мусора, представляющего опасность для функционирующих спутников. Наибольшей эффективностью отличаются ЭДТС, ориентированные вдоль местной вертикали. Подобный режим движения возможен для тросов в центральном ньютоновском поле под действием момента гравитационных сил [1], который обусловлен учетом неоднородности гравитационного поля Земли. Возникающий из-за протекающего по тросу тока момент сил Ампера нарушает данное положение равновесия [2]. Для борьбы с этой проблемой предложен ряд способов управления током, которые заключаются в периодическом выключении тока, либо временном уменьшении силы тока в тросе. Такие приемы приводят к уменьшению тормозящей силы и поэтому снижают эффективность ЭДТС как средства удаления космического мусора с околоземной орбиты. В работе рассмотрена ЭДТС, снабженная разноименными зарядами на концевых телах, за счет чего возникает дополнительный момент сил Лоренца, который оказывает стабилизирующий эффект на тросовую систему, как было показано в [3], а предложенный в [4] способ управления зарядами позволяет добиться асимптотической устойчивости движения ЭДТС. Поскольку момент гравитационных сил обусловлен неоднородностью гравитационного поля Земли, ставится и решается ранее не рассматривавшийся вопрос о влиянии неоднородности магнитного поля Земли на динамику управляемой ЭДТС.

Анализ динамики тросовой системы. В работе рассматривается ЭДТС на круговой кеплеровой экваториальной орбите. Конструкция ЭДТС включает проводящий трос с массивными коллекторами зарядов, прикрепленными к его концам. В силу большой протяженности троса коллекторы зарядов имеют пренебрежимо малые размеры по сравнению с длиной троса и поэтому рассматриваются как точечные концевые массы. На этих концевых массах сосредоточены разноименные заряды, отрицательный сосредоточен в точке C_1 , положительный – в точке C_2 (Рис. 1, здесь ось Cz направлена вдоль линии троса, ось $C\zeta$ вдоль местной вертикали). Гравитационное поле Земли моделируется центральным ньютоновским полем, а магнитное – полем прямого магнитного диполя [5]. В ходе вычисления сил, действующих на трос и присоединенные к нему концевые тела, было установлено, что имеется широкий набор параметров (длина троса, массы концевых тел, сила тока, величины зарядов на концах), при которых силы кулонова притяжения не становятся причиной “схлопывания” ЭДТС и трос находится в натянутом состоянии. Поскольку упругие деформации троса и его изгиб не рассматриваются, ЭДТС

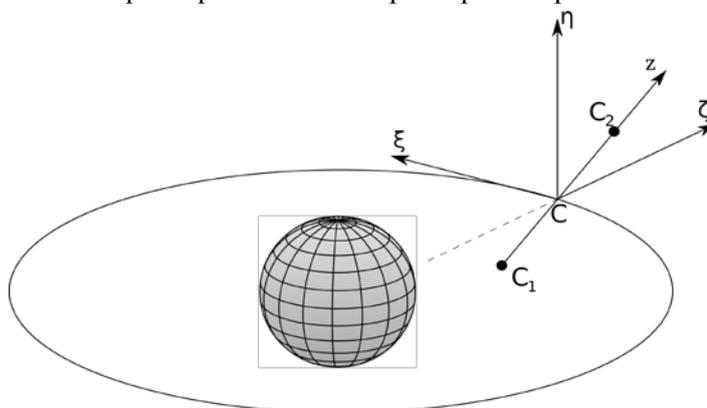


Рис. 1 ЭДТС в орбитальной системе координат

моделируется тонким проводящим однородным стержнем с точечными грузами на концах. Далее для простоты будем называть такую систему связкой. С использованием теоремы об изменении кинетического момента связки под действием главного момента внешних сил получены дифференциальные уравнения, описывающие динамику вращательного движения ЭДТС относительно центра масс в виде:

$$A\dot{\omega}_x - A\omega_y\omega_z = M_x; A\dot{\omega}_y + A\omega_z\omega_x = M_y; \omega_z = \omega_{z0} = const, \quad (1)$$

где A – главный центральный момент инерции вдоль осей, перпендикулярных оси Cz , $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции абсолютной угловой скорости на главные центральные оси инерции, M_x, M_y – проекции главного момента внешних сил на соответствующие оси. Стоит отметить, что в качестве главных центральных осей инерции были выбраны оси Резаля. В результате анализа уравнений (1) найдено положение равновесия, которое соответствует малому отклонению троса от местной вертикали (ось $C\zeta$ на рис. 1) в плоскости орбиты, причем наименьшим отклонением отличаются симметричные относительно центра масс связки. Установлено, что данное отклонение для динамически симметричных ЭДТС обусловлено учетом градиентности магнитного поля Земли. Доказана устойчивость обнаруженного положения равновесия ЭДТС по линейному приближению. Для обеспечения асимптотической устойчивости найденного положения равновесия ЭДТС предложено рассматривать заряды, содержащие постоянные и переменные части. Управление переменными частями зарядов осуществляется с помощью электронных эмиттеров и производится в соответствии с текущим отклонением связки от вертикали так, чтобы полученный диссипативный момент был направлен против относительной угловой скорости связки, что в результате приводит к стабилизации связки в окрестности асимптотически устойчивого положения равновесия.

Заключение. Рассмотрено влияние неоднородности магнитного поля Земли на динамику ЭДТС, которое нарушает строго вертикальное положение равновесия. Обнаруженное наклонное положение равновесия соответствует малому отклонению связки от местной вертикали. В ходе анализа устойчивости движения связки подтвержден тот факт, что момент сил Лоренца оказывает стабилизирующее воздействие на ЭДТС, а путем управления отрицательным зарядом можно добиться асимптотической устойчивости движения связки.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 19-01-00146-а)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Белецкий В.В., Левин Е.М.** Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
2. Iess L., Bruno C., et. al. Satellite de-orbiting by means of electrodynamic tethers. Part II: System configuration and performance. *Acta Astronautica*. 2004. Vol. 50. № 11. P. 917–929.
3. Tikhonov A.A., Sherbakova L.F. On equilibrium position and stabilization of electrodynamic tether system in the orbital frame. *AIP Conference Proceedings*. 2018. Vol. 1959 № 040023.
4. **Тихонов А.А.** Метод управления для угловой стабилизации электродинамической тросовой системы. *Автоматика и телемеханика*. 2020, № 2, С. 91-114.
5. **Тихонов А.А., Петров К.Г.** Мультипольные модели магнитного поля Земли. *Космические исследования*. 2002. Vol. 40 № 3. P. 219–229.

A.P. Deriglazov, A.A.Tikhonov (Saint Petersburg State University). **On attitude control of electrodynamic space tether system in nonuniform magnetic field**

An electrodynamic space tether system moving in a circular equatorial orbit under conditions of nonuniformity of the Earth's magnetic field is considered. The equilibrium position corresponding to a small deviation of the tether from the local vertical is found. Controlling the negative charge makes possible to ensure the asymptotic stability of found equilibrium position. Analytical results are confirmed numerically.

УДК 629.783

А. В. САЛЫЦБЕРГ, К. Г. ШУПЕН
(АО «Российский институт радионавигации и времени», Санкт-Петербург)

А. Г. САЙБЕЛЬ
(Научно-образовательный центр ООО «СЗРЦ Концерн ВКО «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург)

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СТАНДАРТОВ ЧАСТОТЫ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Представлен обзор ряда исследований влияния космической среды на бортовые стандарты частоты различных типов. Проведен анализ взаимосвязей между изменениями параметров солнечной и геомагнитной активности и сигналами бортовых стандартов частоты систем ГЛОНАСС и GPS. Полученные результаты могут быть использованы для повышения эксплуатационных характеристик спутниковых навигационных систем.

Введение. Для успешной эксплуатации космического аппарата (КА) в составе глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) необходимо учитывать влияние на его бортовые системы окружающего космического пространства, включающего в себя такие естественные явления, как вакуум, магнитное поле, солнечная радиация, плазма, гравитационное поле, метеорное вещество и т.д. Понимание механизмов воздействия космической среды на бортовые системы КА позволит использовать данные, получаемые космическими миссиями, для изучения динамики окружающего космического пространства.

Рабочие характеристики ГНСС определяются точностными характеристиками бортового квантового стандарта частоты (КСЧ), являющегося основным элементом космических часов. В связи с этим особую значимость обретает задача оценки влияния космической среды на бортовые КСЧ в процессе эксплуатации. Основные эффекты успешно моделируются и учитываются на этапе разработки и наземной экспериментальной отработки КСЧ. Однако существует необходимость идентификации и корректного учета эффектов, невозпроизводимых в земных условиях и являющихся следствием воздействия космической среды на бортовые КСЧ.

Предлагаемый доклад посвящен анализу взаимосвязей между параметрами солнечной и геомагнитной активности и поведением шкал времени, формируемых по сигналам бортовых КСЧ КА систем ГЛОНАСС и GPS. Также в нем выполнен обзор результатов ряда имеющихся на настоящее время исследований влияния космической среды на бортовые КСЧ, построенные на различных физических принципах.

Исследование влияния космической среды на бортовые стандарты частоты. В контексте данной работы речь идет именно о влиянии космической среды на функционирование бортовых КСЧ, а не об эффектах, возникающих в радиотехническом (или оптическом) тракте распространения сигнала.

Анализ текущего состояния исследований. Наиболее важными факторами космической среды, которые необходимо учитывать при проектировании и эксплуатации КА, являются солнечная активность, магнитное поле и ионизирующая радиация.

Солнце является источником огромного количества массы и энергии и непосредственно влияет на все составляющие космического пространства. Сильные солнечные вспышки могут оказать значительное воздействие на электронные компоненты, бортовой вычислитель и полную тепловую среду КА [1].

Магнитное поле Земли существенно влияет на движения плазмы, электрические токи и потоки космических частиц. В работе [2] выполнено моделирование и сделано заключение, что влияние изменений невозмущенного геомагнитного поля на характеристики водородных КСЧ Galileo является незначительным, поскольку максимальный эффект составляет менее 0,8 мм ($\approx 2,7$ пс). Кроме того, экранирование бортовой аппаратуры позволяет его уменьшить.

Частицы, связанные с ионизирующей радиацией, могут проникать сквозь материал КА и вносить вклад в кинетическую энергию, вызывая неисправности, или вносить помехи в работу подсистем. Авторами работы [3] было показано, что высокоточные кварцевые генераторы, ко-

торые являются одним из основных блоков космических часов и используются совместно с КСЧ, чувствительны к космическому излучению. Частицы высокой энергии, следующие из солнечных вспышек, могут вызвать постоянные смещения частоты кварцевого генератора. Рубидиевые КСЧ менее чувствительны к космическому излучению, воздействие радиации на них находится не выше уровня $\sim 10^{-14}$ за сутки [4].

Несмотря на большое количество работ, посвященных исследованиям влияния различных параметров окружающей среды на бортовые системы КА, систематизированные результаты сравнений влияния отдельных параметров космической среды на эксплуатационные характеристики бортовых КСЧ отсутствуют.

Анализ взаимосвязей между изменениями параметров космической среды и сигналов бортовых КСЧ. Выполнено сопоставление характера изменения шкалы времени КА, формируемой по сигналам бортового КСЧ, с изменениями беты β плазмы Солнца, количества солнечных пятен, индекса $F10.7$, характеризующего поток солнечного радиоизлучения с длиной волны 10,7-сантиметров, и индексов геомагнитной активности Kp и Dst . Для этого был проведен спектральный анализ на основе быстрого преобразования Фурье значений параметров солнечной и геомагнитной активности за 2008-2018 гг. [5] и рядов данных GPS и ГЛОНАСС [6] за 2018 год с целью выявления характерных периодов вариаций. Сравнение полученных результатов показало, что в сигналах бортовых КСЧ и параметрах солнечной и геомагнитной активности наблюдаются периодические вариации с аналогичными длительностями периодов. Можно выделить 7, 9, 12 и 26-суточные циклы, что соответствует основным периодам вариаций индексов геомагнитной активности Kp и Dst , а также беты β плазмы Солнца.

Далее было выполнено качественное сравнение фазовых вариаций, наблюдаемых в шкалах времени КА GPS и ГЛОНАСС, а также изменений значений параметров солнечной и геомагнитной активности. Примеры по отдельным КА представлены на рис. 1-3.

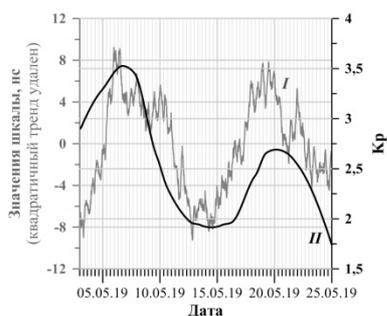


Рис. 1. Сравнение хода шкалы времени КА 18 GPS (I) и индекса геомагнитной активности Kp (II)

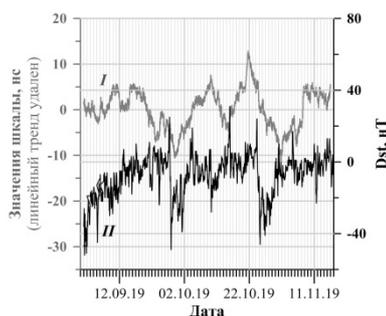


Рис. 2. Сравнение хода шкалы времени КА 10 ГЛОНАСС (I) и геомагнитного индекса Dst (II)

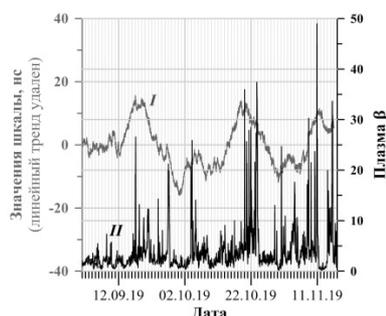


Рис. 3. Сравнение хода шкалы времени КА 18 ГЛОНАСС (I) и бета β плазмы Солнца (II)

Прослеживается наличие устойчивой взаимосвязи между этими процессами. Зачастую изменениям сигналов бортовых КСЧ предшествуют всплески солнечной и геомагнитной активности. Положительным фактором является то, что эти процессы представляют собой медленно меняющиеся по времени вариации (с периодом от нескольких часов до нескольких суток) и могут быть успешно скомпенсированы математическими методами, например, обновлением прогноза ухода бортовых шкал времени КА.

Заключение. В работе выполнен анализ текущего состояния исследований влияния космической среды на бортовые КСЧ различных типов по данным открытых источников. Представлены собственные результаты обработки измерений и проведен анализ взаимосвязей между параметрами солнечной и геомагнитной активности и изменениями сигналов бортовых КСЧ систем ГЛОНАСС и GPS.

Для более полного понимания механизмов влияния космической среды на поведение бортовых КСЧ необходимо создание системы непрерывного контроля функционирования в процессе эксплуатации, а также дальнейшие исследования с участием специализированных научных организаций, что позволит в перспективе выявить закономерности и усовершенствовать математические модели, описывающие поведение бортовых КСЧ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **James B. F. Norton O. W., Alexander M. B.** The Natural Space Environment: Effects on Spacecraft. NASA Reference Publication 1350. MSFC, Alabama, 1994. 30 P.
2. **Svehla D, Rothacher M, Cacciapuoti L.** Thermal Re-Radiation Acceleration in the GNSS Orbit Modelling Based on Galileo Clock Parameters. / IGS Workshop. Sydney, Australia, 2016. 18 P.
3. **Bloch M., Mancini O., McClelland T.** What We Don't Know About Quartz Clocks in Space. Proceedings of the 41st Annual Precise Time and Time Interval. Systems and Applications Meeting. Santa Ana Pueblo, New Mexico, November, 2009. 17 P.
4. **Camparo J. C., Moss S. C., LaLumondiere S. D.** Space-System Timekeeping in the Presence of Solar Flares. IEEE A&E Susters Magazine, May 2004. P. 3-8.
5. OMNIWeb. Space Physics Data Facility. Goddard Space Flight Center. NASA. URL: <https://omniweb.gsfc.nasa.gov/form/dx1.html> (дата обращения: 25.12.2019).
6. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) ФГУП ЦНИИмаш. Прикладной потребительский центр [Электронный ресурс]. — URL: <http://www.glonass-iac.ru/> (дата обращения: 25.12.2019). — Архив данных: <ftp://ftp.glonass-iac.ru/MCC/PRODUCTS/> (дата обращения: 25.12.2019).

A.V.Saltsberg, K.G.Shupen, A.G. Saybel (JSC “Russian Institute of Radionavigation and Time”, St.-Petersburg). **Operational features of frequency standards in the conditions of outer space**

An overview of the results of researches in this area concerning the onboard frequency standards on various physical principles is presented. The analysis of correlations between variations of the parameters of solar and geomagnetic activities and the signals of GLONASS and GPS onboard frequency standards is carried out on the basis of the measurements data. The received results can be used for improving the performance characteristics of GNSS.

УДК 528.5

А.Н. ДЗЮБА, С.М. ТАРАСОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АЛГОРИТМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ВИЗИРНОЙ ОСИ ЗЕНИТНОГО ТЕЛЕСКОПА ОТНОСИТЕЛЬНО ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ ВЕРТИКАЛИ МЕСТА И ПО АЗИМУТУ В ЗАДАЧЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ УКЛОНЕНИЯ ОТВЕСНЫХ ЛИНИЙ

В работе представлены алгоритмы стабилизации визирной оси зенитного телескопа, предназначенного для определения составляющих уклонения отвесной линии (УОЛ), относительно геодезической вертикали места и в азимутальной плоскости. Натурные испытания показали, что применение предложенных алгоритмов позволяют повысить точность стабилизации визирной оси телескопа и точность расчета составляющих УОЛ в морских условиях.

Введение. Для высокоточного определения астрономических координат места и составляющих УОЛ в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» разработан первый отечественный астрономо-геодезический комплекс [1-3]. В комплекс входит оптоэлектронный прибор - зенитный телескоп (ЗТ) в составе объектива, фотоприемного устройства (ФПУ) в виде телевизионной камеры с функцией автоматического определения координат изображений звезд и высокоточных датчиков горизонта (ДГ), контролирующих положение визирной оси ЗТ.

Для решения некоторых задач высшей геодезии появляется необходимость высокоточного измерения УОЛ в морских условиях [3]. В связи с этим требуется разработка прецизионной системы гироскопической стабилизации (СГС) визирной оси ЗТ. СГС должна обеспечивать полное парирование возмущений, вызванных бортовой, килевой и азимутальной качкой судна. При этом допустимая погрешность СГС должна обеспечивать требуемую точность расчета УОЛ. В классическом астрономо-геодезическом методе линия визирования ЗТ удерживается в направлении истинной (инерциальной) вертикали на неподвижном основании. Однако построение инерциальной вертикали на подвижном основании накладывает дополнительные погрешности, возникающие при демпфировании шулеровских колебаний, обусловленных воздействием линейных ускорений на оси чувствительности акселерометров. Поэтому в работе исследуется способ стабилизации визирной оси ЗТ относительно геодезической вертикали места, в котором отсутствует необходимость использования акселерометров. В работе [4] показаны основные преимущества физической реализации геодезической вертикали в задаче измерения составляющих УОЛ, и пути ее реализации.

Спецификой стабилизации ЗТ является возможность контролировать угловое положение его визирной оси непосредственно по измерениям видимых звезд, попадающих в поле видимости ЗТ, что исключает необходимость использования акселерометров для контура коррекции СГС [5]. В работе предлагается способ коррекции СГС, обеспечивающий стабилизацию визирной оси относительно геодезической вертикали с использованием измерений астрономических координат точки пересечения визирной осью ЗТ небесной сферы по наблюдениям видимых звезд и геодезических координат места, выдаваемых приемником спутниковой навигационной системы.

Преимуществом предложенного алгоритма стабилизации визирной оси относительно геодезической вертикали является повышение точности определения астрономических координат точки пересечения визирной осью ЗТ небесной сферы.

Алгоритмы стабилизации визирной оси в геодезическом зените и по азимуту.

СГС построена на базе двух двухстепенных поплавковых гироскопов (ДПГ) для стабилизации в зените и одного волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) для стабилизации в азимуте. На гиросtabilизированной платформе также размещены два ДГ, контролирующие отклонение визирной оси ЗТ от истинной вертикали места при стабилизации визирной оси ЗТ относительно геодезической вертикали места.

Визирная ось ЗТ стабилизируется относительно геодезической вертикали за счет формирования разности астрономических координат точки пересечения визирной осью ЗТ

небесной сферы и геодезических координат места (рис. 1). Указанная разность поступает на вход фильтра для формирования коррекции дрейфов ДПГ.

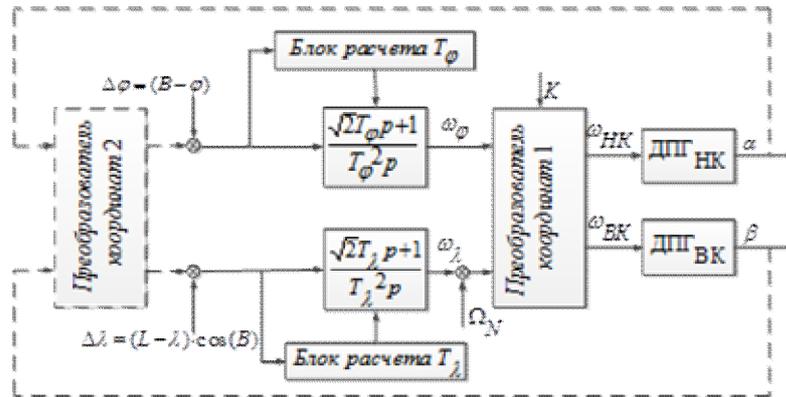


Рис. 1. Контур коррекции вертикали

На рисунке 1 обозначены: Ω_N – “северная” составляющая угловой скорости вращения Земли; $\omega_\varphi, \omega_\lambda$ – сигналы коррекции в осях географического трехгранника; K – курс продольной оси гиросtabilизатора; $\omega_{НК}, \omega_{БК}$ – сигналы на датчики момента ДПГ в приборных осях; α, β – погрешности стабилизации геодезической вертикали по осям наружного и внутреннего колец (НК и ВК) соответственно; B, L – геодезические координаты; φ, λ – астрономические координаты точки пересечения визирной осью небесной сферы; T_φ, T_λ – постоянные времени контура коррекции. Пунктирными линиями обозначены физические связи, возникающие в системе, а именно показано, что погрешность стабилизации в геодезической вертикали приводит к изменению $\Delta\varphi, \Delta\lambda$.

При стабилизации ФПУ в азимутальной плоскости формируется разность азимута строки ФПУ az , определенного по наблюдениям видимых звезд и опорного азимута K_0 , относительно которого обеспечивается стабилизация (рис. 2).

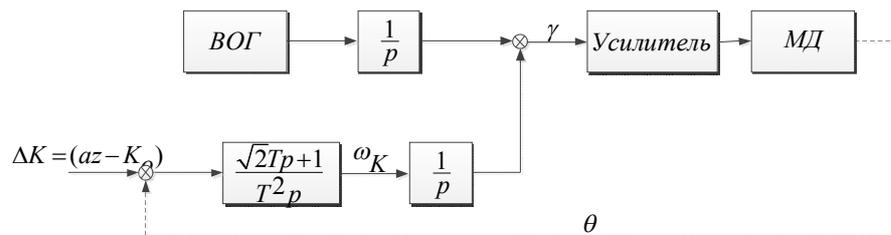


Рис. 2. Контур азимутальной коррекции

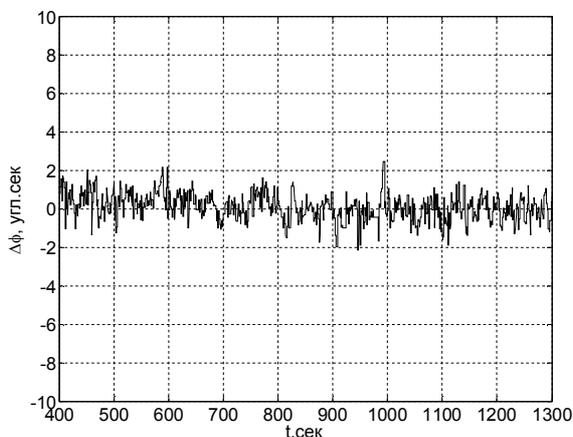
На рисунке 2 обозначены: ω_K – сигнал коррекции дрейфа азимутального ВОГ; γ – сигнал, поступающий через усилитель на моментный двигатель (МД) системы стабилизации; θ – погрешность азимутальной стабилизации. Пунктирной линией обозначена физическая связь, возникающая в системе, а именно показано, что при возникновении погрешности стабилизации изменяется азимут строки ФПУ az , и как следствие, сигнал ΔK .

После завершения переходных процессов вертикальной и азимутальной стабилизации осуществляется набор данных ДГ и их осреднение. Причем для устранения инструментальных систематических погрешностей ДГ и несоосности оси вращения ЗГ и его визирной оси, осуществляется перекладка прибора, т.е. разворот на 180 градусов.

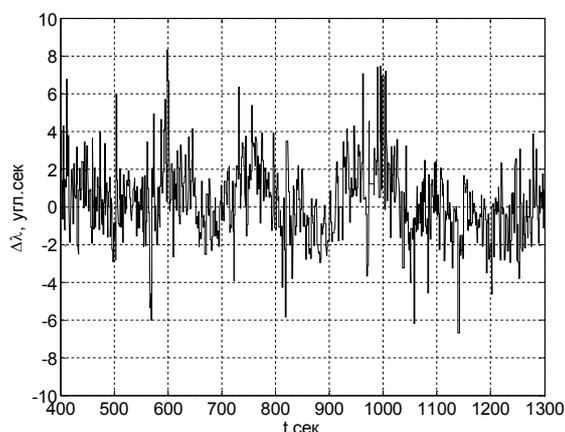
При задании опорного азимута гиросtabilизированной платформы, относительно которого осуществляется азимутальная стабилизация, $K_0 = 0$ (до перекладки) и $K_0 = 180$ (после перекладки), то есть в направлении “север-юг”, оси чувствительности датчиков наклона, конструк-

тивно совмещенные с осями ФПУ, лежат в плоскости истинного меридиана и плоскости первого вертикала соответственно, что позволяет производить измерения двух составляющих УОЛ каждым из датчиков наклона независимо друг от друга.

Результаты натурных испытаний предложенных алгоритмов. Результаты натурных испытаний предложенных алгоритмов на макете гиросtabilизированного зенитного телескопа в морских условиях представлены на рис. 3 – 5.



а) По координате φ



б) По координате λ

Рис. 3. Отклонение визирной оси ЗТ от геодезического зенита в установившемся режиме СГС.

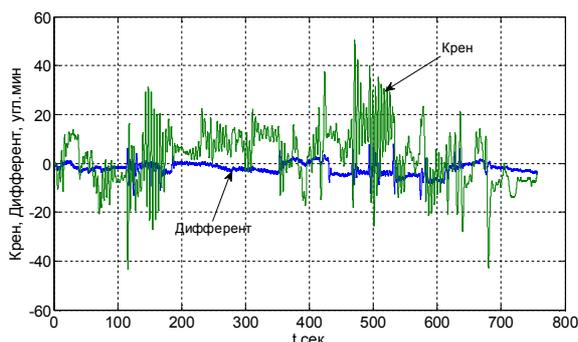


Рис. 4. Графики углов дифферента и крена.

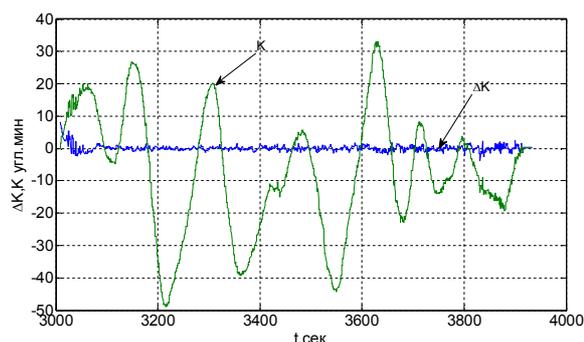


Рис. 5. Графики углов азимутальной качки (K) и погрешность стабилизации ФПУ в азимуте (ΔK)

Погрешности стабилизации (рис. 3) получены как величины отклонения визирной оси от геодезического зенита, т.е. по разностям астрономических координат точки пересечения визирной осью небесной сферы и геодезических координат места $\Delta\varphi, \Delta\lambda$.

Как видно из рисунков 3–5, отклонения визирной оси от геодезического зенита по двум осям не превышают 8 угл.сек, а погрешность стабилизации в азимуте не превышает 2 угл.мин, что удовлетворяет техническим требованиям к исследуемому комплексу.

Заключение. В работе рассмотрен новый алгоритм стабилизации визирной оси зенитного телескопа в задаче измерения уклонения отвесной линии, позволяющий осуществить стабилизацию визирной оси в геодезическом зените с высокой точностью без использования акселерометров и традиционного построения инерциальной вертикали и связанных с ней погрешностей. Результаты натурных исследований показали эффективность предложенных алгоритмов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Цодокова В.В., Гайворонский С.В., Русин Е.В., Тарасов С.М. Определение астрономических координат автоматизированным зенитным телескопом // Материалы XVI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С. 269–276.

2. Tsodokova V., Gaivoronskii S., Kuzmina N., Staroseltsev L. Automated zenith telescope for obtaining the Earth's gravitational field parameters //4th IAG Symposium on Terrestrial Gravimetry: Static and Mobile Measurements.- Spb: Concern CSRI Elektropribor. - 2016. p. 250-25.
3. Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / Под редакцией В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2017, 390 с.
4. **Васильев В.А., Зиненко В.М., Коган Л.Б., Пешехонов В.Г., Савик В.Ф., Троицкий В.В., Янушкевич В.Е.** Судовой астрогеодезический комплекс для определения уклонения отвесной линии. Судостроительная промышленность, сер. «Навигация и гироскопия». 1991. вып. 2.
5. **Малютин. Д.М., Кутуров А.Н., Малютина М.Д.** Патент RU2282147C1 «Система коррекции гиросtabilизатора морского гравиметра». Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Тульский государственный университет (ТулГУ) (RU).

УДК 629.7.062

А.А. СПИРИН, И.В. НОРИНСКАЯ
 (Арзамасский политехнический институт (филиал) ФГБОУ ВО «НГТУ им. Р.Е. Алексеева»,
 ПАО АНПП «Темп-Авиа»)

СИНТЕЗ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫМ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

С целью решения задачи разработки электромеханического рулевого привода предложена методика синтеза параметров системы с помощью имитационной параметрической модели, построенной в Matlab. Проведено численное исследование влияния параметров на динамические характеристики системы. Выработанная методика синтеза параметров рулевого привода позволила изготовить работоспособный макетный образец.

Введение. В настоящее время одним из наиболее перспективных направлений развития приводной техники в авиации является разработка силовых электромеханических приводов вращательного действия, допускающих встраивание исполнительного механизма в опорное устройство объекта управления. Актуальность и необходимость развития приводов на основе электрических двигателей в рамках концепции «полной электрификации» летательного аппарата, обозначена в работах [1-7], в которых доказывается преимущество и перспективность электромеханических приводов относительно электрогидравлических и пневматических.

При разработке систем рулевых приводов (РП) с электромеханическим приводом должны быть решены задачи обоснованного выбора типа электродвигателя и редуктора, сопровождаемого расчетами параметров, исходя из заданных технических требований и формирования желаемых динамических свойств системы. Обозначенные выше задачи могут быть решены известными методами теории автоматического управления и механики. Однако, поскольку рулевой привод является сложной нелинейной динамической системой, поиск аналитического решения становится трудоемким. Решение обозначенных проблем возможно за счет применения методов математического и имитационного моделирования [8]. Доклад посвящен разработке методики синтеза параметров электромеханического рулевого привода.

Синтез параметров электромеханического рулевого привода. Электрический рулевой привод представляют собой систему, состоящую из преобразователя заданных угловых перемещений объекта в электрический сигнал (блок управления РП), преобразователя электрического сигнала в механическую энергию (двигатель), узла передачи механической энергии нагрузке (редуктор).

Основные требуемые параметры рулевого привода: угол отклонения руля δ_p ; момент инерции руля, приведенный к оси вращения J_p ; максимальный шарнирный момент нагрузки на руль $M_{ш}$; скорость $\Omega_{тр}$ руля при максимальной нагрузке; скорость холостого хода.

С помощью разработанной в *Matlab* управляющей программы рассчитана механическая мощность РП, требуемая для парирования заданной нагрузки. По полученным значениям выбран электродвигатель с подходящими параметрами крутизны двигателя $K_{дв}$ и сопротивления обмоток якоря двигателя $R_{дв}$. Уравнение равновесия моментов описывается зависимостью [9]:

$$K_{дв} \cdot U_{ном} \cdot n \cdot S \cdot n^2 \cdot \Omega_{тр} = M_{ш}, \quad (1)$$

где $U_{ном}$ – напряжение на якоре двигателя; S – коэффициент демпфирования; n – передаточное число редуктора.

С помощью управляющей программы определено оптимальное значение редукции n_{opt} узла передачи механической энергии нагрузке, наилучшим образом удовлетворяющее уравнению (1).

В качестве исполнительного механизма, позволяющего в заданных габаритах реализовать редукцию близкую к оптимальной, предложено рассмотреть два варианта: редуктор на базе планетарной передачи и редуктор на базе зубчато-волновой передачи [1,10].

Уравнения движения рулевого электропривода, составляющие его математическую модель, подробно исследованы в работах [9, 11-15], анализ которых показал, что математические модели РП описываются в основном типовой структурой, но имеют особенности в зависимости от типа применяемых электродвигателя и редуктора (например, моделирование законов управления двигателем, моделирование люфтов, моделирование возможных деформаций элементов конструкции и т. д.). На основе данных рекомендаций в программе *Matlab* и ее пакете *Simulink* составлена имитационная параметрическая модель РП, учитывающая возможные нелинейности системы (трение в редукторе и в двигателе, насыщение двигателя, зона нечувствительности двигателя). В разработанной модели параметры системы заданы в виде переменных, что позволяет унифицировать модель и реализовать в управляющей программе автоматический пересчет зависимых параметров.

Анализ переходного процесса, логарифмических амплитудных и фазовых частотных характеристик РП выполненные по его имитационной модели потребовал введения в конструкцию корректирующего устройства (КУ). В управляющей программе реализована возможность определения параметров КУ с помощью имитационной модели РП. Для выбранной коррекции при прочих равных условиях выполнена оценка влияния параметров двигателя и редуктора на динамические характеристики системы: время переходного процесса $t_{\text{пн}}$ и перерегулирование γ , запасы по амплитуде ΔA и фазе $\Delta \varphi$, частоту среза.

В качестве примера на рис. 1 и 2 приведены результаты численного исследования влияния суммарного момента инерции привода J_{sum} и крутизны двигателя K_D на динамические характеристики системы. По оси абсцисс отложены отношения K_J и K_D к некоторому номинальному значению. Исследование проведено для редуктора на базе планетарной передачи и редуктора на базе зубчато-волновой передачи. По результатам исследования можно сделать вывод, что оба варианта реализации рулевого привода могут быть применены в составе блока, но выбор остается за разработчиком исходя из конструктивных особенностей привода, ограничения по массогабаритным показателям и др.

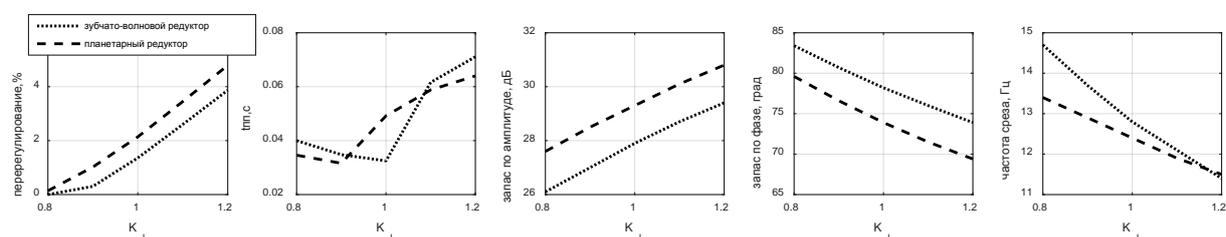


Рис. 1 Влияние суммарного момента инерции привода на динамические характеристики системы

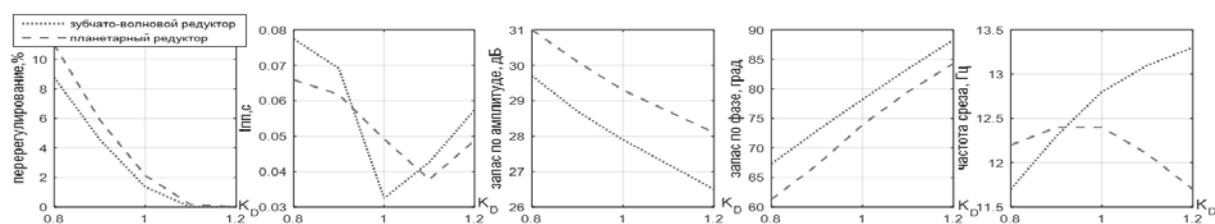


Рис. 2 Влияние крутизны двигателя привода на динамические характеристики системы

На основе полученных научно-практических результатов была разработана методика синтеза параметров РП, которую можно представить следующим алгоритмом действий:

- 1) исходя из заданных характеристик РП, рассчитывают требуемую механическую мощность [9] и на основе полученного результата выбирают возможные варианты электродвигателей;
- 2) из уравнения (1) определяют оптимальное значение редукции n_{opt} узла передачи механической энергии нагрузке и выбирают тип редуктора;
- 3) реализуют имитационную модель РП, например, в *Matlab*;
- 4) рассчитывают корректирующее устройство с целью обеспечения требуемых динамических свойств системы;
- 5) оценивают динамические и статические характеристики системы и уточняют ее параметры;
- 6) выбирают предпочтительный вариант двигателя в соответствии с полученными результатами.

Заключение. В работе предложена методика синтеза параметров РП с помощью имитационной модели, построенной в *Simulink* по известным уравнениям движения электропривода, и дополненная управляющей программой, в которой реализовано параметрическое моделирование. Результаты апробации предложенной методики, показали, что возможно создание модели, которая в полуавтоматическом режиме выдает рекомендуемые параметры элементов РП. Применение имитационной модели при разработке электромеханического рулевого привода позволяет сэкономить время и общую стоимость изделия за счёт выявления проблем и возможных ошибок в самом начале проекта, что сокращает трудозатраты разработки.

По рассчитанным с помощью методики параметрам системы изготовлен опытный образец РП, результаты испытания которого подтвердили его работоспособность.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Герашенко А.Н., Постников В.А., Самсонович С.Л.** Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов: Учебник. – 2 е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010 – 548 с.: ил.
2. **Крылов Н.В., Лалабеков В.И., Огольцов И.И.** и др. Электромеханические силовые мини-приводы для «более электрифицированного» самолета [Текст] / Под ред. С.Л. Самсоновича. – М.: Изд-во МАИ, 2016. – 360 с.
3. **Левин А.В., Алексеев И.И., Харитонов С.А., Ковалёв Л.К.** Электрический самолет: от идеи до реализации. [Текст] – М.: Машиностроение, 2010. – 288 с.
4. **Константинов Г.С., Кувшинов В.М., Кузнецов И.П., Паршин А.А., Редько П.Г., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В.** Перспективы и проблемы создания рулевых приводов с электрическим энергопитанием [Текст] // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 2. С. 149-160.
5. **Константинов С.В., Халецкий Л.В., Стеблинкин А.И., Паршин А.А.** Перспективы внедрения энергосберегающих технологий в разработку систем рулевых приводов самолетов [Текст] // Полёт. 2012. № 10. С. 21-29.
6. **Герашенко А.Н., Махров В.П.** На пути к эре электрической авиации [Текст] // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 178-187.
7. **Левин А.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С., Борисов М.В., Крылов Н.В.** Перспективы и проблемы создания электромеханических силовых мини-приводов для нового поколения ЛА [Текст] / А.В. Левин, С.Л. Самсонович, В.С. Степанов, М.В. Борисов, Н.В. Крылов // Авиационная промышленность. 2013. № 3. С. 8–13.
8. **Спирин А.А., Норинская И.В.** Имитационная модель электромеханического рулевого привода малогабаритного высокоманевренного летательного аппарата [Текст] / А.А. Спирин, И.В. Норинская // 11-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. – М.: МАИ, 2019
9. **Б. Г. Крымов, Л. В. Рабинович, В. Г. Стеблецов.** Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами [Текст] Учеб. пособие для студентов высших технических учеб. заведений/Б.Г.Крымов, Л.В. Рабинович, В.Г.Стеблецов. - М.: Машиностроение, 1987. – 264 с: ил.
10. **Спирин. А.А.** Анализ схем построения электромеханических рулевых приводов [Текст] / А.А. Спирин // XXIV Тушелевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция, 7–8 ноября 2019 года: Материалы конференции. Сборник докладов. В 6 т.; Т. 3. Казань: изд-во ИП Сагиева А.Р., 2019. 516 с.: ил.
11. **Стеблецов В. Г., Сергеев А. В.** Моделирование и основы автоматизированного проектирования приводов. [Текст] – М.: Машиностроение, 1989.
12. **Понятский В.М., Гусев А.В., Фимушкин В.С.** и др. Компьютерные технологии проектирования приводов летательного аппарата с использованием САПР SolidWorks и MATLAB. [Текст] Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы баллистического проектирования». Санкт-Петербург, 28 июня - 2 июля 2010 г. Сборник материалов. Т.2 / Под ред. д.т.н. проф. Кэрта Б.Э.– СПб.: Балт. гос. техн.ун-т, 2010. С. 165–170.
13. **Билялетдинова Л. Р., Стеблинкин А. И.** Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей с учетом нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт» [Текст] // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 95-108.
14. **В. А. Бесекерский, Е. А. Фабрикант.** Динамический синтез систем гироскопической стабилизации. [Текст] Ленинград, изд. “Судостроение”, 1968. 384 стр. с илл.
15. **Петров Б.И., Полковников В.А., Рабинович Л.В., Стеблецов В.Г.** и др. Динамика следящих приводов. [Текст] – М.: Машиностроение, 1982

Spirin A.A., Norinskaya I.V. (Arzamas Polytechnic Institute, Branch of Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, Public Joint Stock Company “Arzamas Research & Production Enterprise “Temp-Avia”). **Synthesis of electromechanical steering gear parameters for a highly maneuverable unmanned aerial vehicle control system**

Using mathematical and simulation modeling, a steering drive has been developed consisting of a direct current electric motor and a gearbox with an output link. Based on mathematical and simulation models in the environment of Matlab Simulink, a numerical study of the characteristics of the steering drive was carried out. A prototype of the object of study was developed.

УДК 62.50

А. М. СААКЯН, О.В. СЛИТА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ДАННЫХ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ФИТНЕС-ТРЕНИРОВКАМИ

Рассмотрен один из вариантов профилактики сердечно-сосудистых заболеваний – тренировки на беговой дорожке. Предложен алгоритм автоматического управления двигателем беговой дорожки с помощью пропорционально-интегро-дифференциального регулятора. Для организации системы управления с обратной связью предложено использовать значение частоты сердечных сокращений. Представлена формула расчета частоты сердечных сокращений (пульса).

Введение. Сердечно-сосудистые заболевания являются одной из основных причин смертности во всем мире. Одним из путей их профилактики являются регулярные физические упражнения. Занимаясь физическими упражнениями, следует не забывать об опасности перегрузки сердца, для этого надо следить за частотой сердечных сокращений, которая не должна превышать допустимые значения. Еще один аспект тренировок – это получение максимальной отдачи от физической активности. Для того, чтобы получить максимальный эффект от тренировок, одновременно не оказав отрицательного влияния на сердечно-сосудистую систему, нужно измерять интенсивность выполнения упражнений. Отслеживать частоту сердечных сокращений (ЧСС) и определять уровень допустимых физических нагрузок можно с помощью пульсометра. Для регулярных занятий ходьбой или бегом в спортивных залах и домашних условиях часто используется беговая дорожка. Занятия на этом тренажере помогают укрепить сердечно-сосудистую, дыхательную и нервную системы и сбросить лишний вес.

Доклад посвящен синтезу закона управления беговой дорожкой. Система управления скоростью беговой дорожки должна поддерживать желаемую ЧСС тренирующегося человека.

Постановка задачи. Для определения желаемой ЧСС вычисляется максимальная ЧСС – верхний предел того, что сердечно-сосудистая система может обрабатывать во время физической активности, по формуле «возраст минус 220» [1]. Далее рассчитывается желаемая целевая зона сердечного ритма – уровень, на котором сердце не будет перегружаться во время тренировки. По рекомендациям кардиологов общий целевой пульс при умеренной нагрузке должен составлять от 50 до 70 процентов максимального сердечного ритма, при интенсивной нагрузке – от 70 до 85 процентов [2].

Цель работы состоит в синтезе системы с обратной связью, позволяющей управлять скоростью беговой дорожки, что, в свою очередь, приведет к изменению ЧСС.

После анализа существующих решений [3-5] была разработана следующая функциональная схема системы (см. рисунок 1).

На схеме обозначены: N – входной сигнал (задающее воздействие, желаемое значение ЧСС), e – ошибка обработки задающего воздействия. Пульсометр считывает ЧСС и передает данные по соответствующему каналу связи в контроллер, который рассчитывает желаемый пульс и передает команду беговой дорожке.

Для описания связи ЧСС человека и скорости беговой дорожки использовалась следующая упрощенная модель [6]:

$$W_{\tau}(S) = \frac{k}{\tau s + 1} = \frac{24,2}{57,6s + 1}, \quad (1)$$

где $k = 24,2 \text{ ЧСС/м/с}$ и $\tau = 57,6 \text{ с}$.

Была рассчитана передаточная функция двигателя постоянного тока по формуле:

$$W(p) = \frac{k_{дв}}{T_m \cdot T_{\tau} \cdot p^2 + T_m \cdot p + 1}, \quad (2)$$

где $k_{дв}$ – коэффициент передачи двигателя, T_m, T_{τ} – механическая и электрическая постоянные времени

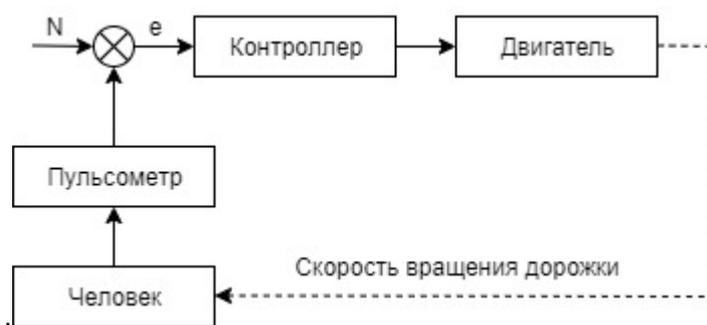


Рис. 1. Функциональная схема

Результаты. При анализе литературы [4-5, 7] было выявлено, что традиционно в таких задачах используется пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) регулятор, поэтому на первом этапе было решено применить классический подход. В результате выполнения работы был настроен регулятор по методу Циглера–Никольса.

$$W_{\text{ПИД}}(s) = K_{\text{П}} + \frac{K_{\text{И}}}{s} + K_{\text{Д}} \cdot s, \quad (3)$$

$$K_{\text{П}} = 0,6K_{\text{кр}}, \quad (4)$$

$$K_{\text{И}} = 0,5t_{\text{кр}}, \quad (5)$$

$$K_{\text{Д}} = 0,12t_{\text{кр}}, \quad (6)$$

где $K_{\text{кр}}$ – коэффициент усиления, при котором система переходит в автоколебательный режим, $t_{\text{кр}}$ – период колебаний, $K_{\text{П}}$ – пропорциональный коэффициент регулятора, $K_{\text{И}}$ – интегральный коэффициент регулятора, $K_{\text{Д}}$ – дифференциальный коэффициент интегратора.

На рисунке 2 приведен график изменения пульса в системе с регулятором, показывающий повышение ЧСС до заданного значения.

Заключение. В работе предложен алгоритм управления беговой дорожкой. Спроектированная система состоит из двигателя постоянного тока, контроллера, ПИД регулятора и пульсометра. Регулятор позволяет управлять скоростью вращения двигателя, в результате чего регулируется частота сердечных сокращений, бегущего человека на беговой дорожке.

В дальнейшем планируется решить задачу организации передачи данных с пульсометра на компьютер и их обработку в программе Labview.

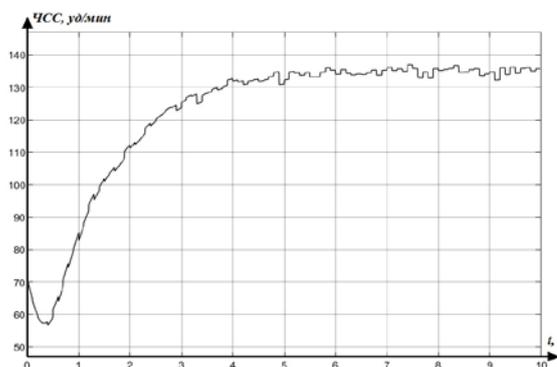


Рис. 2. График изменения пульса

ЛИТЕРАТУРА

1. Target Heart Rate and Estimated Maximum Heart Rate, Centers for Disease Control website [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.cdc.gov/physicalactivity/basics/measuring/hearttrate.htm>, (дата обращения 01.09.2019)
2. American Heart Association (2018) Know Your Target Heart Rates for Exercise, Losing Weight and Health. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://healthyforgood.heart.org/move-more/articles/target-heart-rates> (дата обращения 01.09.2019).
3. Greeshma.C.R., Ananthamoorthy N.P. Automatic Treadmill Speed Control with Heart Rate. // *International Journal for Trends in Engineering & Technology*. 2015. Vol. 3. № 1. P. 149- 153.
4. Wang S. Su, L., Celler B., and Savkin A., Heart rate control during treadmill exercise, in Proceedings of the 27th Annual International Conference of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society (EMBS), pp. 2471- 2474, 2005, Shanghai, China.
5. Kawada T., Sunagawa G., Takaki H., Shishido T., Miyano H., Miyashita H., Sato T., Sugimachi M., Sunagawa K. Development of a servo-controller of heart rate using a treadmill, *Jpn. Circulation J.* 1999. Vol. 63, P. 945-950.
6. Han YM, Yoon UJ, Hwang IS. Development of sports health care system suitable to the fitness club environment // Conference on Biomedical Engineering & Sciences. Kuala Lumpur. 2010. Vol. 1. P. 93-96.

7. Hunt, KJ, Fankhauser, SE, Saengsuwan, J. Identification of heart rate dynamics during moderate-to- vigorous treadmill exercise. *BioMed Eng OnLine*. 2015; № 14: Article number: 117. <https://doi.org/10.1186/s12938-015-0112-7>.

A.M.Saakyan, O.V.Slita (ITMO University, Saint-Petersburg). **Data Analysis for Control of Fitness Trainings**

On this paper we consider one of the optional ways for the prevention of cardiovascular disease - training on a treadmill. To organize a feedback control system, it is proposed to use the value of the heart rate. A formula for calculating heart rate (pulse) is presented. An algorithm is proposed for automatic control of the treadmill engine using a proportional-integral-differential controller.

▪ ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ▪

Y. WANG, A. M. SHKEL
(University of California, Irvine)

PEDESTRIAN INERTIAL NAVIGATION WITH FOOT-MOUNTED INERTIAL MEASUREMENT UNIT

We report on a foot-mounted system for pedestrian inertial navigation. Zero-Velocity-Update algorithm is applied, taking advantage of the periodic stationary state of the foot during human walk cycle, to reduce the navigation error. We present a comprehensive study on the system implementation, algorithm development, error analysis, and parameter determination of the system.

Introduction. Pedestrian inertial navigation has been of high interest in many fields, such as human health monitoring, personal indoor navigation, and first responder systems. Due to the complex environments in which these systems are generally operated, self-contained types of navigation techniques, for example, inertial navigation, are preferable compared to those relying on external signals, such as Global Navigation Satellite Systems [1]. Thanks to the rapid development of Micro-Electro-Mechanical System technology, Inertial Measurement Units (IMUs) are becoming more accurate with smaller sizes, lower power, and reduced costs, meeting the requirements of most pedestrian inertial navigation systems [2].

However, strapdown inertial navigation suffers from long-term drifts. For example, when attempting to navigate with a typical consumer-grade IMU, the accumulated position error will exceed a meter within just a few seconds [3]. A widely used technique to reduce errors in pedestrian navigation is inertial navigation aided by the Zero-Velocity-Update (ZUPT) algorithm [4]. Such systems take advantage of the fact that the foot is almost stationary when it is on the floor during the stance phase of pedestrian walking cycles. By rigidly fixing the IMU on the foot, the velocity of the IMU can be assumed to be zero whenever the stance phase is detected by the ZUPT detector. ZUPT detector conducts a binary hypothesis test on the IMU readouts by comparing the likelihood ratio with a threshold to determine if the foot is stationary or not [5]. If a stationary state of the foot is determined, the zero-velocity information will be fed into the Extended Kalman Filter as a pseudo-measurement to compensate for IMU errors and bound the velocity estimation errors. Assuming constant IMU biases, ZUPT-aided navigation algorithm can greatly reduce the navigation error and suppress its propagation as a function of time t from t^3 to $t^{1.5}$ [6]. Navigation errors on the order of 30 m have been experimentally demonstrated during the navigation for 2 hours, using a tactical-grade IMU [7]. One of the main advantages of ZUPT aiding technique is that it does not require any extra sensing modalities except the knowledge of the motion pattern of the foot.

Some questions related to the ZUPT aiding technique remain to be answered. What is the dominant factor that affects navigation error propagation in the ZUPT-aided pedestrian inertial navigation? What are the requirements of IMU performance to reach a certain level of navigation accuracy? How to detect the stance phase robustly with varying walking or running speed? Is the velocity of the foot really zero during the stance phase? If not, what is the real motion of the foot during the stance phase? This paper intends to answer these questions.

Analysis and results. We first report an analytical model on the navigation error propagation in the ZUPT-aided pedestrian inertial navigation. The uncertainties of the orientation estimation, velocity estimation, and position estimation are all presented. A key assumption in the derivation is that the

uncertainties of all observable error states remain on a constant level during navigation, indicating that the amount of uncertainty increase during the swing phase equals the amount of uncertainty decrease during the stance phase. Rate Random Walk of the yaw gyroscope is identified as the dominant error source during the navigation. The analytical results match numerical and experimental results, showing a discrepancy of less than 20%, indicating feasibility of the model. This model allows us to select characteristics of IMUs to achieve the required levels of navigation accuracy. The model relies on many parameters related to ZUPT, such as the duration and the velocity uncertainty during the stance phase. These parameters need to be derived properly to better implement the algorithm.

Next, the report provides a closer look into the motion of the foot during the stance phase, which is a key part of the ZUPT algorithm. An adaptive threshold in the ZUPT detector is proposed to robustly detect the stance phase of the foot during navigation, no matter the velocity of walking or running. The adaptive detector is based on Bayesian approach in the likelihood ratio test with a uniform prior information and time-varying cost function. The shock level during heel strike of the foot is used to adjust the cost function, and therefore the threshold level of the detector. A more than 12 times reduction of navigation error has been experimentally demonstrated with the adaptive threshold applied. Then, the velocity of the foot during the stance phase was characterized. Both the averaged value and its distribution are needed as the pseudo-measurement in the navigation system. The averaged velocity of the foot can be obtained by a foot-mounted magnetic motion tracker, which measures the relative position between the tracker and the source, and the velocity can be obtained by taking time derivative of measurements. For example, when walking on a hard floor, the averaged velocity of the foot during the stance phase was measured to be 0.017 m/s along the trajectory with a standard deviation of 0.016m/s. These values are used to fine-tune the zero-velocity assumption in order to reduce the modeling error caused by the inaccurate pseudo-measurement of the velocity of the foot. An experimental demonstration of 4-time navigation error reduction has been achieved using the more accurate motion of the foot during the stance phase.

Conclusion. To summarize, this study aims to reduce the navigation errors in the ZUPT-aided pedestrian inertial navigation with foot-mounted IMU. An analytical model is first presented to identify the dominant error source and also used as a guide in the selection of sensors for the task. Next, the zero-velocity assumption of the foot during the stance phase is carefully characterized, showing great improvement in the navigation accuracy.

This work was performed under the following financial assistance award: 70NANB17H192 from U.S. Department of Commerce, National Institute of Standards and Technology (NIST).

REFERENCES

1. **Kourogi, M., Sakata, N., Okuma, T., and Kurata, T.**, "Indoor/outdoor pedestrian navigation with an embedded GPS/Rfid/self-contained sensor system," *International Conference on Artificial Reality and Telexistence*, Springer, Berlin, Heidelberg, 2006, pp. 1310-1321.
2. **M. Perlmutter, M., and Robin, L.**, "High-performance, low cost inertial MEMS: A market in motion!" *IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS)*, Apr. 23-26, 2012, Myrtle Beach, SC, USA.
3. **Wang, Y., Chernyshoff, A., and Shkel, A. M.**, "Study on Estimation Errors in ZUPT-Aided Pedestrian Inertial Navigation Due to IMU Noises", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, doi: 10.1109/TAES.2019.2946506
4. **Foxlin, E.**, "Pedestrian tracking with shoe-mounted inertial sensors," *IEEE Computer Graphics and Applications*, vol. 25, no. 6, pp. 38-46, 2005.
5. **Skog I., Nilsson, J. O., and Handel, P.**, "Evaluation of zero-velocity detectors for foot-mounted inertial navigation systems," *IEEE International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN)*, Sep. 15-17, 2010, Zurich, Switzerland.
6. **Wang, Y., Vatanparvar, D., Chernyshoff, A., and Shkel, A. M.**, "Analytical Closed-Form Estimation of Position Error on ZUPT-Augmented Pedestrian Inertial Navigation", *IEEE Sensors Letters*, vol. 2, no. 4, pp. 1-4, 2018.
7. **Laverne, M., George, M., Lord, D., Kelly, A., and Mukherjee, T.**, "Experimental validation of foot to foot range measurements in pedestrian tracking," *ION GNSS Conference*, Portland, OR, USA, Sep. 19-23, 2011, pp. 1386-1393.

УДК 519.71

Н.Е. ЧЕЧУЛИНА
(Институт проблем машиноведения РАН, Санкт-Петербург)

СИНХРОНИЗАЦИЯ В СЕТЯХ ЛИНЕЙНЫХ АГЕНТОВ ПРИ ОГРАНИЧЕННЫХ ВОЗМУЩЕНИЯХ

Рассматривается задача синхронизации по выходу сети линейных агентов при действии ограниченных возмущений. Приводится условие, при котором обеспечивается сходимость траекторий всех агентов относительно ведущего. Результаты проиллюстрированы на примере синхронизации сети, состоящей из двойных интеграторов.

Введение. В последнее время растёт интерес к управлению мультиагентными системами. Одной из характерных задач, которые возникают при управлении такими системами, является достижение консенсуса – состояния, когда выходы агентов приводятся к общему значению или общей заданной траектории [1]. В подобных работах по синхронизации мультиагентных систем, в основном, предполагается, что состояния агентов доступны измерению, а число управлений совпадает с числом переменных состояния агентов. Кроме того, не учитывается наличие шумов. В настоящей работе рассматривается задача синхронизации в сети из идентичных агентов, в уравнениях динамики которых присутствуют ограниченные возмущения.

Выделяется ведущая подсистема, относительно которой ориентируются остальные объекты сети. Предполагается, что измерению доступны все переменные состояния агентов, а размерность вектора управления меньше размерности вектора состояния агентов. Работа посвящена нахождению условия, подтверждающего возможность синхронизации агентов сети при действии ограниченных возмущений. Поставленная задача решается с помощью результатов, изложенных в [2, 3]. Проведено компьютерное моделирование, иллюстрирующее теоретические результаты.

Постановка задачи. Рассмотрим сеть S , состоящую из N агентов $S_i, i = 1, \dots, N$. Каждый агент описывается уравнением:

$$\begin{aligned} \dot{x}_i &= Ax_i + Bu_i + f_i(t), \\ y_i &= C^T x_i, \end{aligned} \quad (1)$$

где $x_i(t) \in \mathbb{R}^n$ – вектор состояния, $u_i(t) \in \mathbb{R}^1$ – управление, $y_i(t) \in \mathbb{R}^l$ – вектор измерений, $f_i(t)$ – вектор ограниченных возмущений: $\|f_i(t)\| \leq \Delta f$. Ведущая подсистема описывается уравнением:

$$\begin{aligned} \dot{x}_* &= Ax_*, \\ y_* &= C^T x_*. \end{aligned} \quad (2)$$

Управление для агента S_i имеет следующий вид:

$$u_i = K(y_i - y_* - \rho C^T id) = KC^T(x_i - x_* - \rho id), \quad (3)$$

где $K \in \mathbb{R}^{1 \times l}$ – вектор-строка коэффициентов усиления, d – заданный вектор желаемого сдвига между состояниями агентов, ρ – скалярный параметр регулятора.

Пусть цель управления состоит в сходимости траектории агента S_i в некоторую окрестность, сдвинутую на вектор id относительно траектории ведущей подсистемы:

$$\overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} |(x_i(t) - x_*(t) - id)| \leq \Delta x, \quad i = 1, \dots, N. \quad (4)$$

В случае выполнения (4) движение всех объектов сети S будет приближаться к движению линейной формации относительно ведущего с точностью до величины Δx , определяемой величиной возмущений и траектории агентов с соседними номерами асимптотически будут находиться на заданном расстоянии d друг от друга.

Условие достижения цели управления. Обозначим $z_i = x_i - x_* - id$, тогда для z_i можно записать систему:

$$\begin{aligned} \dot{z}_i &= Az_i + Bu_i + Aid + f_{-i}(t), \\ y_i &= C^T z_i, \end{aligned} \quad (5)$$

где u_i формируется в соответствии с (3). Подставляя u_i из (3), получим

$$\dot{z}_i = Az_i + Aid + BKC^T(x_i(t) - x_*(t) - id) + f_i(t), \quad y_i = C^T z_i,$$

Предположим, что существует вектор $g \in \mathbb{R}^l$ такой, что функция $\psi(s) = g^T(C^T(sI_n - A)^{-1}B)$ – гипер-минимально-фазовая (ее числитель – гурвицев многочлен степени $n - 1$), то, согласно теореме о пассивации [4], существует положительно-определённая матрица H и вектор K такие, что выполняются соотношения $HA_* + A_*^T H < 0, HB = Cg, A_* = A + BKC^T$. При этом вектор K всегда можно выбирать в виде $K = -kg$, где $k > 0$ достаточно велико. Дополнительно предположим, что для некоторого ρ выполняется соотношение $(A + (1 - \rho)BKC^T)d = 0$.

Для получения условий достижения цели управления возьмем функцию Ляпунова вида:

$$V(z) = z^T Hz. \quad (6)$$

Вычислим производную \dot{V} в силу системы (3), (5), и оценим ее сверху, принимая во внимание, что для квадратичных функций справедливо следующее неравенство $\lambda_{\min}(H) \cdot \|z\|^2 \leq z^T Hz \leq \lambda_{\max}(H) \cdot \|z\|^2$. Кроме того, была сделана замена переменных $v = z, w = 2Hf$ в соответствии с неравенством $|v^T w| \leq \frac{2}{\beta} \|v\|^2 + 2\beta \|w\|^2 \quad \forall \beta > 0$, где $\beta = \frac{4}{\alpha \lambda_{\min}(H)}$.

Это позволило получить оценку ошибки синхронизации сети в следующем виде:

$$\dot{V} \leq -\frac{\alpha}{2} V + \frac{32}{\alpha \lambda_{\min}(H)} \|Hf\|^2, \quad (7)$$

где $\alpha = \frac{\varepsilon}{\lambda_{\max}(H)}, \varepsilon > 0$ – минимальное расстояние от мнимой оси корней числителя функции $\psi(s)$; $\lambda_{\max}(H), \lambda_{\min}(H)$ – максимальное и минимальное собственные числа матрицы H .

Решая дифференциальное матричное неравенство, получаем:

$$V(t) \leq e^{-\frac{\alpha}{2}t} \cdot \left(V(0) - \frac{64}{\alpha^2 \lambda_{\min}(H)} \|Hf\|^2 \right) + \frac{64}{\alpha^2 \lambda_{\min}(H)} \|Hf\|^2. \quad (8)$$

Или, переходя к пределу:

$$\overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} V(t) \leq \frac{64}{\alpha^2 \lambda_{\min}(H)} \|Hf\|^2, \quad (9)$$

где норма возмущений не превышает величину Δf .

Условие (9) показывает, что чем больше величина возмущений, тем больше область сходимости траекторий агентов к траектории ведущего.

Моделирование. Рассмотрим сеть, состоящую из трёх агентов $i = 1, \dots, 3$, каждый из которых описывается уравнениями вида:

$$\dot{x}_i = Ax_i + Bu_i + f(t), \quad y_i = C^T x_i.$$

Положим

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}$$

и $x_1(0) = [3; -7], x_2(0) = [0; 1], x_3(0) = [-10; 10], k = 1, d = 4, \varepsilon = 36.5$.

Каждый объект является двойным интегратором, в котором измерению доступна сумма компонентов вектора состояния - координаты и скорости соответственно.

Движение ведущей подсистемы задано в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{x}_* &= Ax_*, \quad y_* = C^T x_*, \\ x_*(0) &= [0; \sin(\omega t_0)], \end{aligned}$$

где $\omega = 0.1$ и матрица C такая же, как и для остальных агентов.

Возмущение $f(t)$, действующее на объекты сети, было промоделировано как равномерно распределённая случайная величина на промежутке $[-1;1]$.

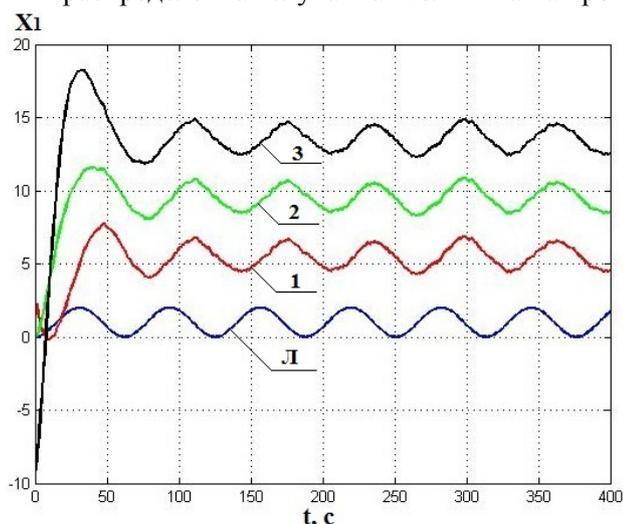


Рис.1. Траектории подсистем сети, где «л» - ведущий агент (лидер)

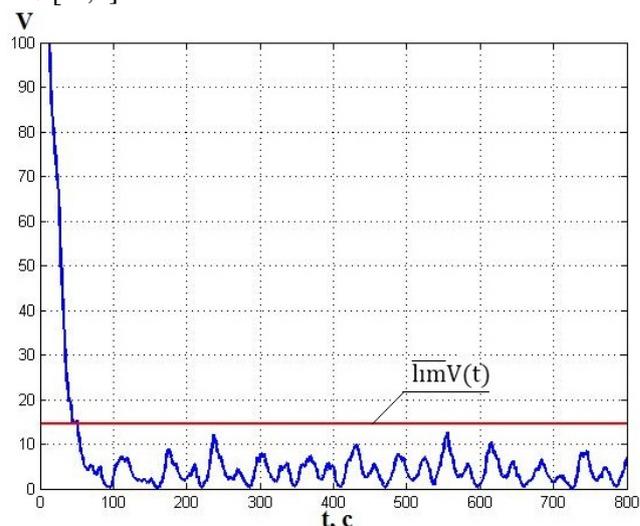


Рис.2. Изменение функции Ляпунова $V = z^T Hz$

На рисунке 2 изображено изменение функции Ляпунова с течением времени - видно, что значения функции имеют незначительные отклонения от нуля, что вызвано наличием возмущений в системе. Это говорит о том, что рассматриваемая динамическая система имеет свойство устойчивости относительно выбранной функции Ляпунова, а значит и обеспечивается достижение цели управления. Более наглядно наличие синхронизации агентов сети подтверждает характер их траекторий, изображённый на рисунке 1.

Заключение. В работе было получено условие синхронизации для линейных динамических систем при действии ограниченных возмущений. Закон управления, обеспечивающий синхронизацию, построен в соответствии с [2] и называется консенсусным. Результат, полученный в ходе исследования, подтвердил возможность синхронизации при наличии возмущений в сети, а также показал связь между уровнем возмущений и величиной отклонения траекторий объектов сети от ведущего.

ЛИТЕРАТУРА

1. Проблемы сетевого управления // под редакцией Фрадкова А.Л. М–Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2015. 392 с.
2. Джунусов И.А., Фрадков А.Л. Синхронизация в сетях линейных агентов с обратными связями по выходу // АиТ. 2011. № 8. С. 41–52.
3. Григорьев Г.К., Фрадков А.Л. Децентрализованное адаптивное управление синхронизацией сетей динамических систем при ограниченных возмущениях // АиТ. 2013. № 5. С. 137–155.
4. Фрадков А.Л. Квадратичные функции Ляпунова в задаче адаптивной стабилизации линейного динамического объекта // Сиб. мат. журн. 1976. №2. С. 436–446.
5. Селиванов А.А. Управление синхронизацией сетей с нелинейностями и запаздывающими связями // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2013. №1(3). С. 265-271.

N. E. Chechulina (IPME RAS, St. Petersburg, Russia). **Synchronization in networks of linear agents with bounded disturbances**

The problem of output synchronization of a network of linear agents under the action of bounded disturbances is considered. A condition is given under which the convergence of the trajectories of all agents with respect to the leader is provided. The results are illustrated by the example of synchronizing a network of double integrators.

УДК 681.51

Д. И. ГРИГОРЬЕВА, И. Б. ФУРТАТ
(Университет ИТМО, Институт проблем машиноведения РАН, Санкт-Петербург)

ПОДАВЛЕНИЕ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В УСЛОВИЯХ ПОМЕХ ИЗМЕРЕНИЯ В ЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

В докладе рассмотрена задача стабилизации линейных динамических систем в условиях возмущений и помех измерения. Синтез закона управления базируется на принципе подавления возмущений с использованием алгоритма оценки сигнала помехи, который позволяет оценить вектор состояния объекта. Работоспособность предлагаемого алгоритма проиллюстрирована с помощью компьютерного моделирования.

Введение. Среди актуальных задач теории и практики автоматического управления отдельное внимание уделяется задаче подавления внешних возмущений. В настоящее время данная проблема имеет достаточно много решений. Например, метод инвариантных эллипсоидов [1], методы с использованием внутренней модели возмущений [2], методы идентификации параметров синусоидальных возмущений [3], метод вложения систем [4], метод синтеза универсальных регуляторов [5], метод вспомогательного контура [6] и т.д.

Проблема подавления возмущений усложняется, если в канале измерения присутствуют помехи, которые обусловлены как влиянием внешней среды на средства измерения, так и особенностью самих измерительных устройств (абсолютная и относительная погрешности, класс точности, тип устройства и т. п.). На сегодняшний день для построения алгоритмов управления при наличии помех в канале измерения эффективно используются метод H_∞ -оптимизации [7], метод вспомогательного контура [6], методы анализа влияния помех измерения на качество работы замкнутой системы [8-10] и т.д. Отметим, что алгоритм [6] работоспособен при более общих условиях на структуры матриц модели объекта, по сравнению с [7]. Также в [6] рассматриваются произвольные ограниченные возмущения, тогда как в [3] только синусоидальные. Несмотря на эффективность работы алгоритмов [6-10], стоит отметить у них следующие особенности:

- 1) в [6-10] размерность помехи измерения меньше размерности вектора состояния объекта;
- 2) в [6, 8-10] параметрические и внешние возмущения могут присутствовать только в определенных уравнениях модели объекта;
- 3) в [6, 10] используется наблюдатель с большим коэффициентом усиления (high-gain observer), поэтому при наличии высокочастотного сигнала в помехе измерения существенно возрастает погрешность оценки производных;
- 4) в [6, 8-10] отсутствуют условия расчета параметров алгоритма управления. Параметры подбираются на этапе моделирования замкнутой системы.

Преодолению данных особенностей посвящен настоящий доклад.

Постановка задачи. Рассмотрим объект управления, модель которого описывается уравнениями вида

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Df, \quad x(t_0) = x_0, \quad (1)$$

$$z(t) = x(t) + \xi(t), \quad (2)$$

где $x(t) \in R^n$ – вектор состояния, $u(t) \in R$ – сигнал управления, $z(t) \in R^n$ – измеряемый сигнал, $\xi(t) = [\xi_1(t), \xi_2(t), \dots, \xi_n(t)]^T$ – ограниченная помеха измерения, $f(t)$ – возмущение, $A \in R^{n \times n}$ – известная гурвицева матрица, $B \in R^n$ и $D \in R^n$ – известные векторы, пара (A, B) – управляема, x_0 – неизвестное начальное условие.

Необходимо разработать алгоритм управления, который обеспечит выполнение условия

$$\overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} |x(t)| \leq \delta,$$

где $\delta > 0$ – точность регулирования.

Поставленная задача решается при одновременном присутствии двух неизвестных сигналов в модели объекта: возмущений и помех измерения. Поскольку одновременно нельзя выделить два неизвестных сигнала из одной модели, то предлагается модель объекта декомпозировать на две

подсистемы. В первой подсистеме будет оцениваться часть помехи измерения в виде вектора $\tilde{\xi} = [\xi_1, \dots, \xi_{i-1}, \xi_{i+1}, \dots, \xi_n]^T$, то есть без i -й компоненты. Зная оценку $\tilde{\xi}$, формируется оценка состояния \hat{x} и синтезируется алгоритм подавления возмущений во второй подсистеме с точностью, зависящей от ξ_i . Если же не декомпозировать модель объекта на подсистемы, то можно оценить весь вектор помехи, но с точностью, зависящей от f , что не дает возможность в дальнейшем использовать данную оценку для подавления этой же функции f . Предложенный принцип является обобщением принципа двухканальности академика РАН Б.Н. Петрова [11], разработанного для объектов с возмущениями, на объекты с возмущениями и помехами измерения.

Если дополнительно известно, что $\overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} |\xi_l(t)| < \overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} |\xi_k(t)|$, $l \leq n$ и для любых $k \in \{1, \dots, l-1, l+1, \dots, n\}$, то в качестве i -й компоненты рекомендуется выбирать l -ю компоненту, так как это обеспечит наименьшее значение δ . Если дополнительной информации нет, то i -я компонента выбирается произвольно, и от величины $\overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} |\xi_i(t)|$ напрямую зависит величина δ .

Оценка вектора помехи измерения. Сформулируем алгоритм оценки части сигнала помехи $\tilde{\xi}$ в виде

$$\hat{\xi} = \tilde{z} + \int_0^t (\tilde{A}\hat{\xi}(s) - \tilde{A}_1 z(s)) ds,$$

где $\hat{\xi}$ – вектор оценки сигнала $\tilde{\xi}$, сигнал z доступен измерению (см. постановку задачи), $\tilde{z} = \tilde{I}z$, \tilde{I} – матрица размерности $(n-1)n$, которая получена из единичной матрицы порядка n путем вычеркивания i -й строки, $\tilde{A}_1 = \tilde{I}A$, $\tilde{A} = \tilde{I}A\tilde{E}$ и $\tilde{E} = \tilde{I}^T$.

В [12] показано, что ошибка $e = \xi - \hat{\xi}$ зависит от сигналов u, f и ξ_i . Однако соответствующим выбором u можно уменьшить только влияние f на переходные процессы по x , но невозможно уменьшить влияние ξ_i . Таким образом качество оценки вектора помехи существенно зависит только от одной i -й компоненты вектора ξ .

Алгоритм подавления внешних возмущений. Воспользуемся алгоритмом оценки сигнала помех измерения для оценки вектора состояния x в виде $\hat{x} = z - \tilde{E}\hat{\xi}$. Сформируем закон управления как

$$u = K\hat{x},$$

где $K^T \in R^n$ – матрица выбирается из условия гурвицевости матрицы $A + BK$. Продемонстрируем качество работы предложенного алгоритма на следующем примере.

Пример. Рассмотрим объект управления (1), (2) со следующими параметрами:

$$A = \begin{pmatrix} -3 & 1 & 0 \\ -3 & 0 & 1 \\ 0,1 & 0 & 0 \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 2 \end{pmatrix}, D = \begin{pmatrix} 0 \\ 1,1 \\ 1,9 \end{pmatrix}, f = 1 + 3\sin(t), \xi = \begin{pmatrix} 1 + 10\sin(3t) \\ -5 + 10\cos(7t) \\ 0,01\sin(0,5t) \end{pmatrix}.$$

Зададим $\tilde{E} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$ и $K = -20[1 \ 2 \ 3]$. На рис. 1 представлены результаты моделирования по $x(t)$. Предложенный алгоритм обеспечивает стабилизацию замкнутой системы с точностью $\delta = 0,38$ после 5 (с) с начала работы системы.

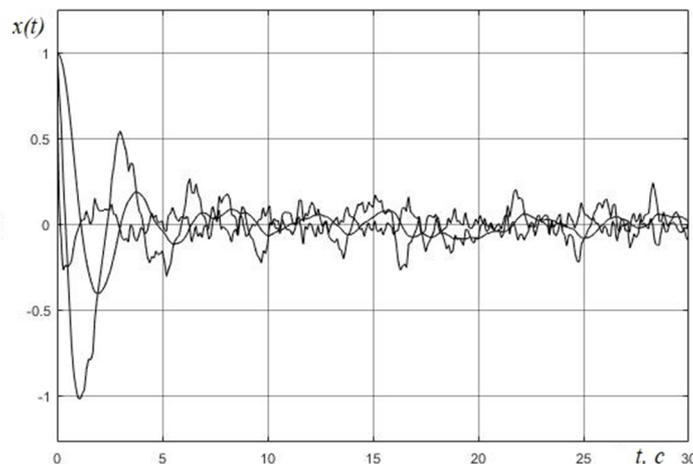


Рис. 1. Переходные процессы по $x(t)$.

Заключение. Разработан алгоритм управления, обеспечивающий подавление возмущений в условиях помех измерения и практическую устойчивость замкнутой системы по вход-состоянию. Предложен алгоритм оценки вектора помехи без одной компоненты, которая и определяет качество стабилизации системы. Результаты моделирования подтвердили теоретические выводы.

Разработка алгоритма компенсации помех выполнена при поддержке гранта РФФ в ИП-Маши РАН, проект № 18-79-10104. Разработка алгоритма подавления внешних возмущений выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации в ИПМаши РАН, МД-1054.2020.8.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Поляк Б.Т., Топунов М.В.** Подавление ограниченных внешних возмущений: управление по выходу // Автоматика и телемеханика. 2008. № 5. С. 72–90.
2. **Никифоров В.О.** Нелинейная система управления с компенсацией внешних детерминированных возмущений // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1997. № 4. С. 69–73.
3. Fedele G., Ferrise A. Biased Sinusoidal Disturbance Compensation With Unknown Frequency // IEEE Trans. on Automat. Control. 2013. V. 58. № 12. P. 3207–3212.
4. **Буков В.Н.** Вложение систем. Аналитический подход к анализу и синтезу матричных систем. Калуга: Изд-во научной лит-ры. Н.Ф. Бочкаревой, 2006.
5. **Проскурников А.В., Якубович В.А.** Универсальные регуляторы в задачах оптимального управления с эталонной моделью при неизвестных внешних сигналах // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2012. № 2. С. 49.
6. **Цыкунов А.М.** Робастное управление с компенсацией возмущений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012.
7. Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления. М.: Изд-во МТТУ им. Н.Э. Баумана, под ред. Егупова Н.Д. 2002.
8. Baillieul J. Feedback Coding for Information-Based Control: Operating Near the Data Rate Limit // Proc. 41st IEEE Conf. DecisionControl, ThP02-6, LasVegas, Nevada, USA, 2002. P. 3229–3236.
9. Delchamps D.F. Extracting State Information from a Quantized Output Record // System Control Letters. 1989. Vol. 13. P. 365–372.
10. Furtat I.B., Fradkov A.L., Liberzon D. Compensation of disturbances for MIMO systems with quantized output // Automatica. 2015. Vol. 60. P. 239–244.
11. **Петров Б.Н., Викторов В.А., Лункин Б.В., Совлуков А.С.** Принцип инвариантности в измерительной технике. М.: Наука, 1976. 244 с.
12. Furtat I.B. Control of nonlinear systems with compensation of disturbances under measurement noises // International Journal of Control. 2020. Vol. 93, no. 6. P. 1280-1290.

D.I.Grigoreva, I.B.Furtat, (ITMO University, IPME RAS Saint Petersburg). **Disturbance attenuation in linear systems under measurement noises.**

The paper considers the problem of control of linear dynamical systems under conditions of disturbances and measurement noises. The control design law is based on disturbance attenuation using the noise signal estimation algorithm that allows one to estimate the state vector. The performance of the proposed algorithm is illustrated by simulations.

УДК 681.51, 521.1, 519.6, 629.785, 517.977.5, 004.94

А. С. САМОХИН, М. А. САМОХИНА
(Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН)

ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИЙ ТРЁХИМПУЛЬСНОГО ПОДЛЁТА К ФОБОСУ С ВЫХОДОМ НА СФЕРУ ХИЛЛА МАРСА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ СЕРИИ ЗАДАЧ ЛАМБЕРТА

Рассматривается задача траекторной оптимизации экспедиции к Фобосу с возвратом к Земле в импульсной постановке. Траектория представляет собой комбинацию решений задач Ламберта. Задача решается численно с учётом эфемерид Земли, Марса и Фобоса. Оценивается выигрыш при трёхимпульсном подлёте к Фобосу по сравнению с прямой схемой перелёта.

Введение. В настоящий момент актуальной является задача доставки образцов грунта со спутника Марса Фобоса на Землю [1]. Ей посвящено множество работ (см. [2] и библиографию к ней). Российская Федерация и Япония независимо планируют осуществить миссию к Фобосу в ближайшем будущем [3], однако на сегодняшний день полного математического исследования траекторной части миссии с решением задачи сквозной оптимизации не опубликовано.

В работе рассматривается задача оптимизации траектории межпланетного перелёта космического аппарата (КА) от Земли к Фобосу и возврат обратно к Земле в импульсной постановке. Для решения задач в более сложных непрерывных постановках, например, на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина, необходимо хорошее начальное приближение. В данной работе траектория перелёта представляет собой комбинацию решений задач Ламберта, которые решаются численно на ЭВМ с учётом эфемерид. Их комбинация оптимизируется внешними градиентными методами. В работе описываются проведённое численное моделирование экспедиции и полученные результаты. Особое внимание уделяется сравнению двух вариантов миссии: с трёхимпульсным подлётом к Фобосу и с прямой схемой выведения.

Основная идея трёхимпульсного подлёта к спутнику заключается в том, что поворачивать вектор скорости КА для необходимого выравнивания с отличающимся по направлению вектором скорости Фобоса в окрестности перицентра подлётной гиперболической траектории КА или близкой к Марсу конечной орбиты энергетически невыгодно. Поворот же плоскости орбиты КА на значительном удалении от притягивающего центра позволяет получить существенный выигрыш.

Постановка задачи. Траектория перелёта отдельно рассматривается в сферах действия Земли, Марса и на гелиоцентрическом участке. В каждый момент времени учитывается гравитация лишь одного притягивающего центра, оказывающего основное влияние. Исследование выполнялось для старта экспедиции в диапазоне с 2020 по 2030 год. В начальный момент времени t_0 КА находится на круговой орбите искусственного спутника Земли заданной высоты 200 км и наклона к экватору в $51,6^\circ$. В конечный момент времени t_1 первой части миссии КА садится на Фобос: положение и скорость КА совпадают с положением и скоростью центра масс Фобоса. Так как массы КА и Фобоса, а следовательно, и влияние их притяжения на траектории движения рассматриваемых в задаче тел пренебрежимо мало, в работе они считаются непритягивающими материальными точками. Гравитационные поля Солнца, Земли, Марса считаются центральными ньютоновскими, прочие возмущения не учитываются. Урав-

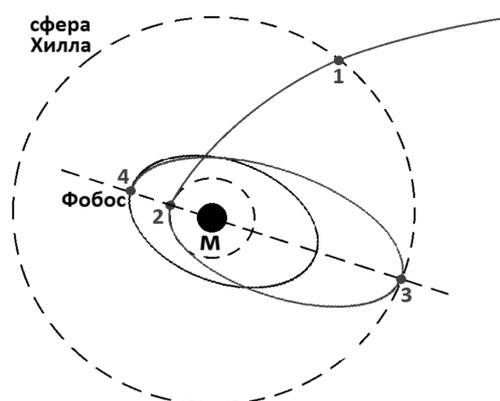


Рис. 1. Схема трёхимпульсного подлёта к Фобосу

Научные руководители: к.ф.-м.н., доцент Григорьев И.С., к.ф.-м.н., доцент Заплетин М.П.

нения $\dot{r} = v$, $\dot{v} = -\mu r / |r|^3$ описывают изменение вектора r координат КА и вектора скорости v , где μ – гравитационный параметр притягивающего центра на текущем участке траектории. Положения Земли и Марса соответствует эфемеридам DE424, Фобоса – MAR097. Для успешного забора грунта перед взлётом с Фобоса в момент t_2 начала второй части миссии КА должен находиться на спутнике Марса не менее заданного времени:

$$t_2 - t_1 \geq 30 \text{ дней.} \quad (1)$$

Предполагается, что в сферах действия Земли и Марса при отлётах от данных планет может быть реализовано от 1 до 2 импульсов, которыми осуществляется управление. При подлёте к Фобосу рассматриваются отдельно возможности реализации трёхимпульсного выхода к спутнику Марса и безвитковой траектории по прямой схеме выведения с 1 или 2 импульсами в сфере действия Марса. В конечный момент времени t_3 КА тормозится об атмосферу Земли, в расчётах её притяжение на последнем участке не учитывается. Данное предположение позволяет исключить из схемы миссии импульсы при подлёте к Земле, а также не рассматривать поворот плоскости орбиты КА при отлёте от Фобоса. Для повышения шансов на успех экспедиции общая продолжительность перелёта ограничена из-за негативного воздействия жёсткого космического излучения на КА:

$$t_3 - t_0 \leq 1500 \text{ дней.} \quad (2)$$

Необходимо построить непрерывную комбинацию решений задач Ламберта, аппроксимирующую траекторию перелёта, минимизировав при этом сумму величин импульсов $\sum_{i=1}^N \Delta_i$,

$N = 6$ для безвиткового подлёта к Фобосу и $N = 8$ для трёхимпульсного, по параметрам: долгота восходящего узла исходной орбиты и положение КА на ней, времена осуществления импульсов и положения КА в моменты промежуточных импульсов. Положение КА в моменты t_1 , t_2 , t_3 задано из эфемерид.

Трёхимпульсный подлёт к Фобосу. Рассматривается следующая схема подлёта к Фобосу (см. Рис. 1). Для посадки на спутник Марса вначале даётся тормозной импульс по направлению скорости КА в точке 2 – перицентре траектории на расстоянии 50 км от поверхности Марса в плоскости Фобоса. Этот импульс необходим для выхода на сферу Хилла Марса. На сфере Хилла в точке 3 даётся импульс, необходимый для подъёма перицентра орбиты и поворота до плоскости Фобоса. Точка 3 находится на пересечении подлётной плоскости и плоскости Фобоса. Далее в точке 4 даётся тормозной импульс по скорости, необходимый для выравнивания скорости КА со скоростью Фобоса. Для попадания в точку 4 решается задача фазировки. Перелёты КА из точек 2 в 3 и из 3 в 4 считаются гомановскими, соответствующие им импульсы вычисляются аналитически. Тем самым вектор скорости КА поворачивается в точке 3, на что затрачивается существенно меньше характеристической скорости по сравнению с прямой схемой подлёта, предполагающей поворот в точке 4 сразу после точки 1.

Численное решение задачи. Задача решается численно, авторами реализован программный комплекс на ЭВМ на языке С с использованием пакета НАСА SPICE. Вначале производится грубая внешняя оптимизация без учёта притяжения Земли и Марса. Полученные траектории проверяются на оптимальность выписыванием условий второго порядка [4]. Затем в окрестности лучших из найденных траекторий добавляется учёт притяжения планет. Траектории перелёта внутри сферы действия одного притягивающего центра строятся на основе решения задачи Ламберта с использованием универсального уравнения Кеплера, соответствующая методика описана в [5]. Комбинация полученных траекторий оптимизируется по параметрам задачи градиентными методами. В качестве начального приближения берутся узлы сетки параметров задачи, и данная сетка с последовательно измельчается. Если градиентный метод сходится к траектории с нарушением ограничений (1), (2), то траектория пересчитывается с обращением нарушенного неравенства в строгое равенство.

Результаты. Поставленную задачу удалось решить численно. Окна старта к Марсу открываются каждые 2 года, построена зависимость функционала от даты старта. Получено более 50

локально-оптимальных траекторий, к каждой из которых описанный метод сошёлся несколько сотен раз с разных начальных приближений. Оптимальным временем старта КА является ноябрь 2026 года. На лучшей траектории к Марсу КА летит 312 дней, затем сидит на Фобосе 365 дней, далее возвращается к Земле за 340 дней. Все промежуточные импульсы на сферах действия планет и сфере Хилла в точке 1 (Рис. 1) получились равными 0. При трёхимпульсном полёте к Фобосу время перелёта по гомановским траекториям от точки 2 до точки 3 и от точки 3 до точки 4 составляет 63 дня и вычитается из времени нахождения КА на спутнике Марса. Выигрыш по функционалу в этом случае по сравнению с прямым попаданием КА из точки 1 в точку 4 составляет 437 м/с и может быть пересчитан в выигрыш массы в килограммах по формуле Циолковского при задании начальной массы.

Заключение. В результате решения задачи на ЭВМ была построена комбинация траекторий, являющихся решениями задач Ламберта, реализующая необходимые перелёты к Фобосу и обратно к Земле. Дополнительно её оптимальность в случае безвиткового полёта к Фобосу проверена на основе принципа максимума Понтрягина в более сложных постановках [6]. Полученные результаты позволяют судить о целесообразности трёхимпульсного манёвра при полёте к Фобосу. Дальнейшие исследования будут направлены на решение задачи с подобным манёвром в более сложных постановках: на основе принципа Лагранжа с учётом всех притягивающих центров на каждом участке траектории и на основе принципа максимума Понтрягина с кусочно-непрерывной ограниченной тягой.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Энеев Т.М.** Актуальные задачи исследования дальнего космоса // *Космические исследования*. 2005. Том 43. № 6. С. 403–407.
2. **Фобос-Грунт.** Проект космической экспедиции / Научное издание в двух томах. Том 1, 2. Москва, ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина” Роскосмоса, Учреждение Российской академии наук Институт космических исследований РАН. 2011. 519 с.
3. **Usui T., Bajo K., Fujiya W., Furukawa Y., Koike M., Miura Y.N., Sugahara H., Tachibana S., Takano Y., Kuramoto K.** The Importance of Phobos Sample Return for Understanding the Mars-Moon System. *Space Science Reviews*. 2020. Vol. 216:49. 18 P. doi: 10.1007/s11214-020-00668-9.
4. **Samokhin A., Samokhina M.** Verification of the second-order optimality conditions in the modeling of the SC expedition with the returning to the Earth based on two Lambert’s problems solving. *Advances in the Astronautical sciences*. 2018. Vol. 161. P. 843–862.
5. **Samokhin A.S.** Optimization of expedition to Phobos using the impulse control and solution to Lambert problems taking into account attraction of the Earth and Mars. *Moscow University Mathematics Bulletin*. 2014. Vol. 69. No. 2. P. 84–87. doi: 10.3103/S0027132214020089.
6. **Григорьев И.С., Заплетин М.П., Самохин А.С., Самохина М.А.** Оптимизация экспедиции к Фобосу с комбинированной тягой с возвращением к Земле // *Инженерный журнал: наука и инновации*. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. № 7. 24 с. doi: 10.18698/2308-6033-2017-7.

A.S.Samokhin, M.A.Samokhina (Lomonosov Moscow State University, Moscow; ICS RAS). **Construction of trajectories with a three-pulse approach to Phobos reaching Mars Hill sphere based on the solution of a series of Lambert’s problems**

The problem of the expedition to Phobos with returning to the Earth optimization in a pulse setting is considered. The trajectory is a combination of a series of Lambert’s problems solutions. The problem was solved numerically taking into account the ephemeris. The gain of three-pulse approach to Phobos in comparison with the direct flight scheme was estimated.

УДК 681.51

Ю.В. РАЗНОГЛАЗОВА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)С.А. ПЛОТНИКОВ
(Институт проблем машиностроения РАН, Университет ИТМО, Санкт-Петербург)**УПРАВЛЕНИЕ СИНХРОНИЗАЦИЕЙ И БИФУРКАЦИИ В СВЯЗАННЫХ ДВУМЕРНЫХ СИСТЕМАХ ХИНДМАРШ-РОУЗ**

Рассматривается задача управления синхронизацией двух связанных двумерных систем Хиндмарш-Роуз, каждая из которых описывает поведение отдельного биологического нейрона. Для изучения динамики системы используется бифуркационный анализ, который наглядно показывает изменение поведения системы при изменении параметров. Также формулируется цель управления и разрабатывается адаптивный алгоритм на основе метода скоростного градиента.

Введение. В последнее время возрастает интерес к исследованию синхронизации в биологических системах. Это связано с тем, что такие системы используются в различных областях науки, таких как нелинейные динамические системы [1], графы и сети, и другие.

В настоящей работе исследуется динамика двумерной системы Хиндмарш-Роуз, для изучения которой применяется бифуркационный анализ. Бифуркация – это качественное изменение поведения динамической системы при бесконечно малом изменении ее параметров. Также рассматривается синхронизация простейшей сети, состоящей из двух связанных двумерных динамических систем Хиндмарш-Роуз, причем как с известными, так и с неизвестными параметрами [2], и разрабатывается адаптивный алгоритм управления на основе метода скоростного градиента [3].

Бифуркационный анализ. Для изучения свойств упрощенной системы Хиндмарш-Роуз проводится бифуркационный анализ. Варьирование параметров приводит к качественным изменениям в поведении фазовых траекторий системы. Также для каждого значения параметра находятся особые точки, корни характеристического уравнения, для которых определяется устойчивость.

Исходная модель:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = y(t) - ax^3(t) + bx^2(t), \\ \dot{y}(t) = c - dx^2(t) - y(t), \end{cases} \quad (1)$$

где: переменная $x(t)$ описывает динамику мембранного потенциала нейрона, переменная $y(t)$ описывает динамику ионного тока, a, b, c, d – постоянные параметры.

Пусть $a = 1$, $b = 3$, $d = 5$, а параметр c – неизвестен. Найдем положения равновесия системы (1):

$$x^3(t) + 2x^2(t) - c = 0. \quad (2)$$

Найдем решения кубического уравнения (2) по формуле Кардано, при $c \in (-\infty; 0) \cup \left(\frac{32}{27}; +\infty\right)$:

$$x_1 = \sqrt[3]{\frac{1}{2}c - \frac{8}{27} + \sqrt{\frac{729c^2 - 864c}{2916}}} + \sqrt[3]{\frac{1}{2}c - \frac{8}{27} - \sqrt{\frac{729c^2 - 864c}{2916}}} - \frac{2}{3}. \quad (3)$$

Для корня x_1 на заданном промежутке положением равновесия является неустойчивый фокус.

Для того, чтобы найти корни на промежутке $c \in \left[0; \frac{32}{27}\right]$, воспользуемся тригонометрической формулой Виета [4].

$$\begin{aligned} x_2 &= -\frac{4}{3} \cos\left(\frac{1}{3} \arccos\left(1 - \frac{27}{16}c\right)\right) - \frac{2}{3}; \\ x_3 &= -\frac{4}{3} \cos\left(\frac{1}{3} \arccos\left(1 - \frac{27}{16}c\right) + \frac{2}{3}\pi\right) - \frac{2}{3}; \\ x_4 &= -\frac{4}{3} \cos\left(\frac{1}{3} \arccos\left(1 - \frac{27}{16}c\right) - \frac{2}{3}\pi\right) - \frac{2}{3}. \end{aligned} \quad (4)$$

Для корня x_2 при $c \in \left[0; \frac{32}{27}\right]$ положением равновесия является устойчивый узел; для x_3 при $c=0$ – седло, $c \in \left(0; \frac{32}{27}\right)$ – неустойчивый фокус; для x_4 при $c \in \left[0; \frac{32}{27}\right]$ – седло.

Найдем якобиан системы (1) и получим соответствующие линейные системы, при подстановке полученных корней:

$$J = \begin{bmatrix} -3x^2(t) + 6x(t) & 1 \\ -10x(t) & -1 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Фазовые портреты, смоделированные в среде MATLAB Simulink, подтверждают математические выводы, полученные в ходе бифуркационного анализа.

Постановка задачи. Рассмотрим две связанные системы Хиндмарш-Роуз [5]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = y_1(t) - ax_1^3(t) + bx_1^2(t) + l(x_2(t) - x_1(t)) + u(t), \\ \dot{y}_1(t) = c - dx_1^2(t) - y_1(t), \\ \dot{x}_2(t) = y_2(t) - ax_2^3(t) + bx_2^2(t) + l(x_1(t) - x_2(t)), \\ \dot{y}_2(t) = c - dx_2^2(t) - y_2(t), \end{cases} \quad (6)$$

где переменная $u(t)$ описывает внешнее воздействие на нейрон, l – сила связи между нейронами.

Введем следующие обозначения

$$\delta_1(t) = x_1(t) - x_2(t), \quad \delta_2(t) = y_1(t) - y_2(t). \quad (7)$$

Сформулируем цель управления:

$$|\delta_1(t)| \rightarrow 0, \quad |\delta_2(t)| \rightarrow 0, \quad \text{при } t \rightarrow \infty. \quad (8)$$

Синтез алгоритма управления с известными параметрами. Чтобы гарантировать синхронизацию систем (6), необходимо обеспечить устойчивость системы (9).

$$\begin{cases} \dot{\delta}_1(t) = -(a\mu(t) - b\varphi(t) + 2l)\delta_1(t) + \delta_2(t) + u(t), \\ \dot{\delta}_2(t) = -d\varphi(t)\delta_1(t) - \delta_2(t), \end{cases} \quad (9)$$

где: $\mu(t) = x_1^2(t) + x_1(t)x_2(t) + x_2^2(t)$, $\varphi(t) = x_1(t) + x_2(t)$.

Можно показать, что

$$u(t) = -(\gamma + b\varphi(t))\delta_1(t) + d\varphi(t)\delta_2(t), \quad \gamma \geq 0, \quad (10)$$

где γ – коэффициент усиления.

Введем функцию Ляпунова:

$$V(\delta(t)) = \frac{1}{2}(\delta_1^2(t) + \delta_2^2(t)). \quad (11)$$

Найдем производную $\dot{V}(\delta(t))$ в силу системы (9). Сделав некоторые преобразования и подставив закон управления (10), получим следующее уравнение:

$$\dot{V}(\delta(t)) \leq -(\gamma + 2l)\delta_1^2(t) + \delta_1(t)\delta_2(t) - \delta_2^2(t). \quad (12)$$

Можно показать, что заданная цель управления (8) достигается при γ и l , удовлетворяющих условию

$$\gamma > -2l. \quad (13)$$

Синтез адаптивного алгоритма с неизвестными параметрами. Коэффициент усиления γ в управлении, который используется в предыдущем пункте, зависит от неизвестного параметра l . Для оценки этого неизвестного параметра будем использовать метод скоростного градиента [6].

Выберем управление в следующем виде:

$$\begin{aligned} u(t) &= -(\gamma_0 + \theta_1(t)\varphi(t))\delta_1(t) + \theta_2(t)\varphi(t)\delta_2(t), \\ \dot{\theta}(t) &= -\gamma\nabla_{\theta}\omega(\delta, \theta), \end{aligned} \quad (14)$$

где $\gamma_0 > 0$ – коэффициент усиления, а $\theta_1(t)$ и $\theta_2(t)$ – настраиваемые параметры, используемые для оценки неизвестной силы связи l , $\nabla_{\theta}\omega(\delta, \theta) = \delta_1(t) \begin{bmatrix} \varphi(t)\delta_1(t) \\ \varphi(t)\delta_2(t) \end{bmatrix}$ – градиент функции $\omega(\delta, \theta)$ по переменной θ .

Для анализа устойчивости замкнутой системы (14) введем функцию Ляпунова в виде (11). Найдем ее производную и сделаем некоторые преобразования

$$\dot{V}(\delta(t)) \leq -\left(\sqrt{2l + \gamma_0}\delta_1(t) - \frac{\delta_2(t)}{2}\right)^2 - \frac{3}{4}\delta_2^2(t) + \omega(\delta, \theta), \quad (15)$$

где $\omega(\delta, \theta) = (\theta_1(t) - b)\varphi(t)\delta_1^2(t) + (\theta_2(t) - d)\varphi(t)\delta_1(t)\delta_2(t)$, $\gamma_0 < -2l$.

Таким образом, управление $u(t)$ в виде (14), где $\gamma > 0$, $0 < \gamma_0 < -2l$, а δ_1 и δ_2 выражаются формулами (7), обеспечивает цель управления (8).

Моделирование. Для наглядности приведем моделирование системы со следующими параметрами $a = 1, b = 3, c = 3, d = 5, l = 0.01$.

На рис. 1 представлены графики переходных процессов связанных систем (6) по переменным $x_1(t), x_2(t)$. На верхнем графике представлен переходной процесс без управления, системы рассинхронизированы. На нижнем графике, при использовании полученного алгоритма управления (14), системы синхронизируются.

Заключение. В данной работе исследована динамика двумерной системы Хиндмарш-Роуз с помощью бифуркационного анализа. Были получены четыре положения равновесия, при которых, варьируя параметр $c = 3$, получают различные фазовые портреты. Так при $c < 0$, система является неустойчивой; при $0 < c < \frac{32}{27}$, система локально устойчива; при $c > \frac{32}{27}$, система становится колебательной.

Разработан алгоритм управления синхронизацией двух двумерных систем Хиндмарш-Роуз, сформулирована теорема о достижении цели управления. Результаты моделирования подтвердили эффективность предложенного алгоритма.

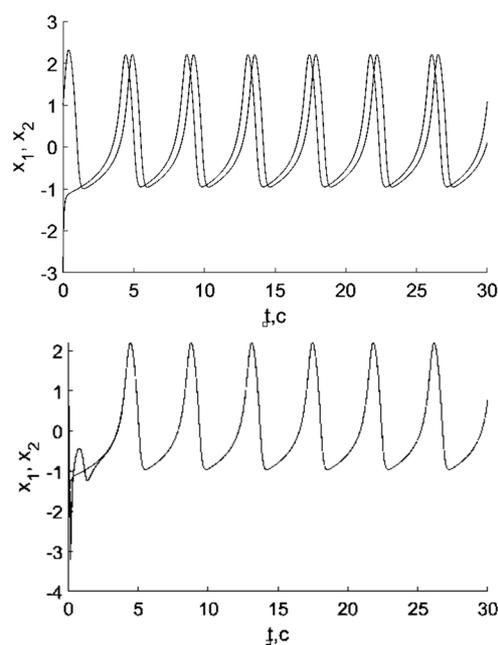


Рис. 1. Переходные процессы синхронизации связанных систем по переменным $x(t)$

ЛИТЕРАТУРА

1. **Блехман И.И.** Синхронизация динамических систем. М.: Наука, 1971. 894 с.
2. **Hindmarsh J.L., Rose R.M.** A model of the nerve impulse using two first-order differential equations // Nature. 1982. Vol. 296, Issue 5853. P. 162–164.
3. **Фрадков А.Л.** Кибернетическая физика: принципы и примеры. СПб.: Наука, 2003. 208 с.
4. **Выгодский М.Я.** Справочник по элементарной математике: табл., арифметика, алгебра, геометрия, тригонометрия, функции и графики / 26 изд. М.: Наука, 1982. 355 с.
5. **Plotnikov S.A., Fradkov A.L.** Controlled synchronization in two hybrid FitzHugh-Nagumo systems//IFAC-PapersOnLine, 2016, Vol. 49, No. 14, pp. 137-141.

6. **Semenov D.M., Fradkov A.L.** Adaptive synchronization of two coupled non-identical Hindmarsh-Rose systems by the Speed Gradient method//IFAC-PapersOnLine, 2018, Vol. 51, No. 33, pp. 12-14.

I.V. Raznoglazova (ITMO University, Saint Petersburg), **S.A. Plotnikov** (IPME RAS, ITMO University, Saint Petersburg).
Synchronization control and bifurcation of coupled two-dimensional Hindmarsh-Rose systems

The problem of controlled synchronization between two coupled two-dimensional Hindmarsh-Rose systems, each of which describes the behavior of a biological neuron, was considered. To study the dynamics of the system, a bifurcation analysis is used, which clearly shows the change in the behavior of the system with changing parameters. A control law is introduced and an adaptive algorithm based on the speed gradient method is developed.

УДК 579.61

В. А. МАСТАЛИЕВА

(Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения)

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОБОРУДОВАНИЕМ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА БОРТУ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассматривается задача проведения автоматического научного эксперимента на борту малого космического аппарата по исследованию процесса устойчивого функционирования замкнутой саморегулирующейся биологической системы.

Для отслеживания изменений параметров биологического объекта был использован лабораторный стенд, снабженный набором датчиков состояния газо-водной среды и устройствами управления уровнем освещения и температуры водной среды. Для управления стендом в среде программирования Labview было разработано специальное программное обеспечение.

В результате компьютерного моделирования получены экспериментальные зависимости, позволяющие определять пороговые значения концентрации культур замкнутой биосистемы.

Введение. При проведении экспериментов на борту космического аппарата задачей чрезвычайной важности является диагностика функционирования саморегулирующихся биосистем, ориентированная на выбор биохимических параметров в качестве индикаторов сбалансированного состояния биосистем [6, 7]. Авторами разработана методика проведения и состав аппаратуры для мониторинга и управления биологическим экспериментом на борту малого космического аппарата (микроспутника). Для определения параметров управления биосистемой разработана экспериментальная установка, снабженная системой регистрации параметров воздушной и водной среды [1,2], биохимических параметров и системой управления научным оборудованием, контролирующей особенности развития биосистемы в условиях невесомости.

Описание объекта исследования. Несмотря на то, что за последние годы существовало несколько проектов по организации замкнутых экологических систем (например, проект БИО-СФЕРА-2 [8]), все они не обеспечивали решение задачи длительного устойчивого функционирования системы взаимодействующих живых организмов.

Поэтому целью данного исследования является отработка принципов управления замкнутыми биологическими системами на примере простой биологической системы, содержащей только два основных элемента – фитопланктон и зоопланктон.

Исследуемая экосистема представляет собой герметичный стеклянный сосуд объемом около 2 литров, в котором в соотношении 2/3 к 1/3 содержится вода и воздух [3]. Основу экосистемы составляют водные растения – микроводоросли и фитопланктон (продуценты). В процессе фотосинтеза микроводорослями на свету выделяется кислород, происходит поглощение диоксида углерода и создание запасов органических веществ, необходимых для питания живым организмам – консументам (бактериям и микро-ракообразным).

Вся информация о процессах, проходящих в системе, а также данные о качественном составе и состоянии отдельных ее частей и окружающей среды, служат информационными источниками для управления системой [4]. В настоящей работе температура и освещенность водной среды выбраны в качестве параметров управления биосистемой. В качестве основного показателя функционирования исследуемой системы принимается количество кислорода в воздушной части и растворенного в воде.

Разработка математической модели замкнутой биосистемы. На основе [2] составлена система уравнений (1), описывающих функционирование замкнутой биосистемы для космиче-

ского эксперимента, с учетом невесомости, в которой воздушная и водная составляющие не имеют однозначного разделения по высоте.

$$\begin{aligned}
 A &= \min(b_1, L \cdot b_2, C_N \cdot b_3, C_P \cdot b_4), \\
 \frac{dL}{dz} &= -L \cdot (a_0 + a_1 \cdot \varphi_1 + a_2 \cdot \varphi_2 + \frac{dC_N}{dt}), \\
 \frac{dC_N}{dt} &= -h_N \cdot A \cdot \varphi_1 + v_N \cdot \varphi + \frac{d}{dz} \cdot \left(k \cdot \frac{dC_N}{dz} \right), \\
 \frac{dC_P}{dt} &= -h_P \cdot A \cdot \varphi_1 + \beta \cdot \varphi_1 \cdot \varphi_2 + \frac{d}{dz} \cdot \left(k \cdot \frac{dC_N}{dz} \right) - \frac{d}{dz} (\omega_1 \cdot \varphi_1), \\
 \frac{d\varphi_2}{dt} &= \gamma \cdot \gamma_1 \cdot \varphi_1 \cdot \varphi_2 + \gamma_2 \cdot \varphi_1 \cdot \varphi + \frac{d}{dz} \cdot \left(k \cdot \frac{d\varphi_2}{dz} \right) - \frac{d}{dz} (\omega_2 \cdot \varphi_2), \\
 \frac{d\varphi_1}{dt} &= v \cdot \varphi_2 + \mu \cdot \varphi + \theta_1 \cdot \varphi_1 \cdot \varphi_2 + \frac{d}{dz} \cdot \left(k \cdot \frac{d\varphi_1}{dz} \right) - \frac{d}{dz} (\omega_3 \cdot \varphi_1).
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

где: A – интенсивность фотосинтеза, L – интенсивность солнечной радиации, C_N – концентрация минерального азота, C_P – концентрация минерального фосфора, φ_1 – биомасса фитопланктона, φ_2 – биомасса зоопланктона, ψ – масса детрита (мертвого органического вещества), k – коэффициент вертикальной турбулентной диффузии, t – время, z – уровень (высота) размещения био- и зоопланктона, h_N – уровень минерального азота фитопланктона, h_P – уровень минерального фосфора фитопланктона, α – коэффициент интенсивности фотосинтеза фитопланктона, β – коэффициент интенсивности дыхания фитопланктона и зоопланктона, v_N – уровень минерального азота детрита, v_P – уровень минерального фосфора детрита, $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ – коэффициенты распределения фитопланктона, зоопланктона и детрита по уровню (высоте), $b_1 = 47\%$, $b_2 = 6$, $b_3 = 23$ куб.дм/мг %, $b_4 = 24$ куб.дм/мг % – эмпирические коэффициенты.

Контур управления для устойчивого функционирования биосистемы. Устойчивость функционирования биосистемы обеспечивается выдерживанием размера популяций фито- и зоопланктона между двумя критическими уровнями. С одной стороны, нельзя допускать снижения популяции до уровня, после которого прекращается ее размножение. С другой стороны, превышение максимального уровня популяции приводит к подавлению популяций других организмов, и в итоге также к гибели биосистемы.

На рис.1 (а) схематически представлена модель саморегуляции замкнутой биологической системы. Целевая функция выглядит следующим образом:

$$Q(u) = \int_{t_0}^t A(t)dt \rightarrow \max
 \tag{2}$$

Она характеризует способность организмов к выживанию и определяется скоростью выработки кислорода $A(t)$ в процессе фотосинтеза на основании субпроцессов, определяющих соотношение и концентрацию взаимодействующих друг с другом зоо- и фитопланктона. При этом на работу биосистемы оказывают воздействие и случайные флуктуации d .

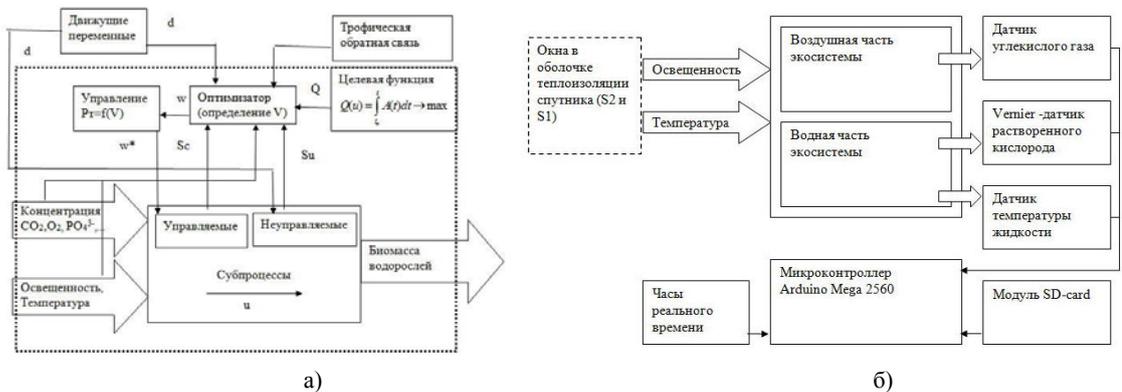


Рис.1. а) Модель саморегуляции фитопланктонной биосистемы б) Структура лабораторной установки

Из рис. 1 (а) следует, что на вход модели саморегуляции поступает концентрация углекислого газа, кислорода и кислотный остаток от ортофосфорной кислоты, параметр освещённости и температура, а на выходе получается биомасса водорослей. На рисунке введены следующие обозначения: u — соотношения концентраций культур фито- и зоопланктона в замкнутой биосистеме; w — управляющие воздействия контура саморегуляции; w^* — оптимальные управляющие воздействия, поддерживающие стабильное функционирование биосистемы; Q — целевая функция, характеризующая генетическую фиксированную способность организмов к выживанию; d — случайные флуктуации, воздействующие на функционирование биосистемы; $A(t)$ — скорость выработки кислорода в процессе фотосинтеза; Sc — параметры управляемых процессов гомеостаза биосистемы; Su — параметры неуправляемых процессов гомеостаза биосистемы.

Для отработки механизма управления биосистемой и экспериментального определения значений коэффициентов ($a_0, a_1, a_2, b_1, b_2, b_3, b_4$), входящих в (1), была разработана лабораторная установка, структура которой представлена на рис.1 (б). Здесь через окна в оболочке теплоизоляции спутника поступают 2 управляющих параметра: освещённость и температура, которые, проходя через воздушную и водные части экосистемы, контролируются датчиками углекислого газа, датчиком растворённого кислорода, а также датчиком температуры жидкости. Данная система функционирует с помощью модуля SD-card.

Описанная выше модель была использована при разработке компьютерной программы в среде LabView (рис.2 (а), (б)).

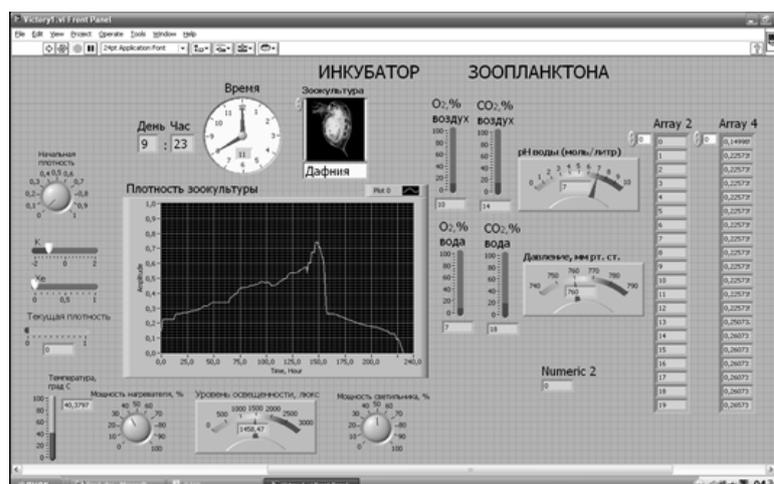


Рис. 2 (а) Панель управления с датчиками для зоопланктона (дафнии), для отслеживания его функционирования и наблюдения за критической точкой (точкой гибели объекта)

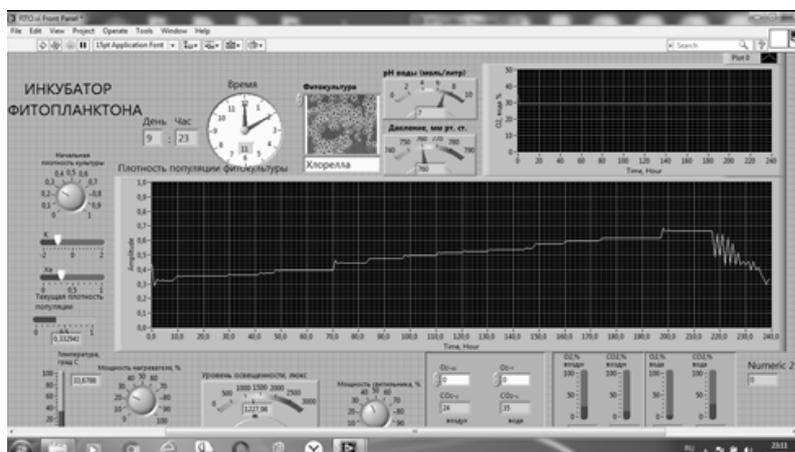


Рис. 2 (б) Панель управления с датчиками для фитопланктона (хлорелла), для отслеживания его функционирования и наблюдения за критической точкой (точкой гибели объекта)

С помощью разработанного инструментария можно наблюдать процесс, когда концентрация культур доходит до предельного состояния, после которого они начинают погибать, отслеживать параметры, при котором это происходит и учитывать полученные пороговые значения для формирования управляющих воздействий на биосистему с целью поддержания ее стабильного функционирования.

Для проведения эксперимента на орбите планируется размещение замкнутой биосистемы с системой автоматического управления в составе научного оборудования на борту отдельного модуля (1Unit) формата Cubesat составного микроспутника (3Unit – 6Unit) (рис. 3)

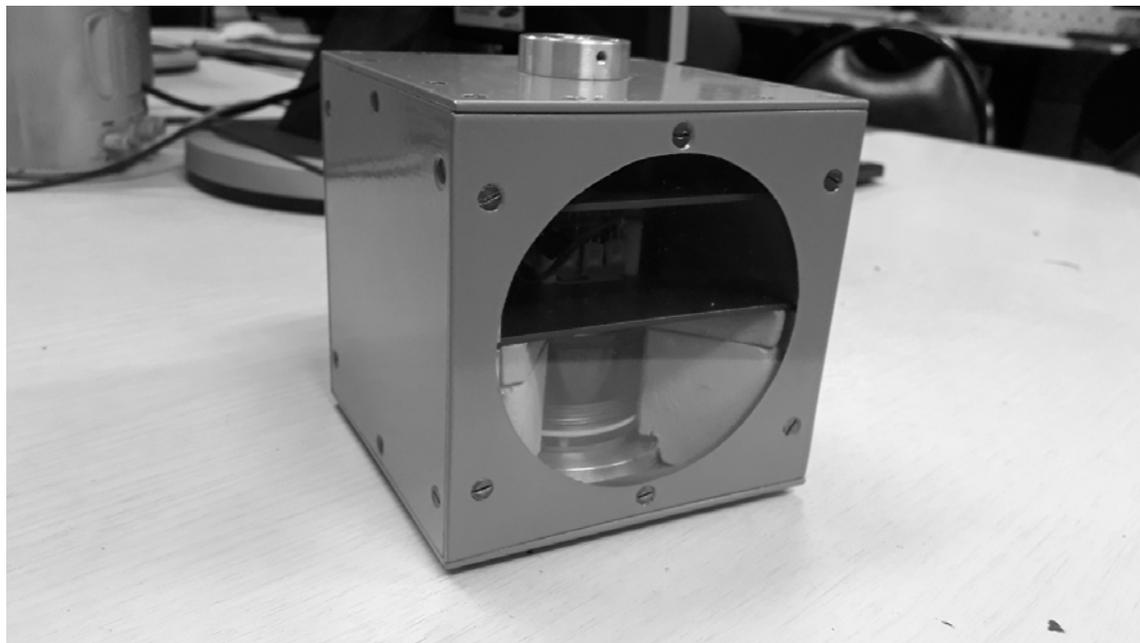


Рис. 3 Модель исследовательского модуля формата CubeSat

Минимальный размер исследовательского модуля с замкнутой биосистемой составит 10x10x10см с весом около 1 кг. Для обеспечения ее стабильного функционирования важно поддерживать температуру в обитаемой части около 22-25 град С, что требует дополнительной энергии, получаемых от других модулей. Поэтому по предварительным оценкам исследовательский спутник можно реализовать в формате от 3U и выше.

Заключение. Проведенные исследования позволяют создать систему управления замкнутой биосистемой, полученной на основании компьютерного моделирования с контролируемыми параметрами кислорода, углекислого газа, освещённости, кислотности и температуры. Моделирование подтверждено результатами натурального эксперимента на созданном лабораторном стенде, с помощью которого были получены численные значения эмпирических коэффициентов b_1, b_2, b_3, b_4 в системе дифференциальных уравнений, описывающих расширенное функционирование замкнутой биосистемы для космического эксперимента с учетом невесомости.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Небылов А., Перлюк В., Алхатим О., Ху Ян.** (2015). Исследование электроёмкостного датчика для обнаружения утечек системы на борту микроспутника., апрель 2015: семинар по усовершенствованному управлению и навигации для автономных аэрокосмических аппаратов с. 91-96, Севилья, Испания
2. **Резниченко Г. У, Рубин А. Б.** (1993). Математические модели биологических производственных процессов, Москва. Эд. Московский государственный университет. (на русском языке)
3. **Седзи Т. Уемото Ч.** (2014). Биологический фильтр Учида, способный к одновременной нитрификации и денитрификации для водной среды обитания на Международной космической станции/ / биологические науки в космических исследованиях, апрель 2014 г., с. 89-95
4. **Перлюк В., Иванов Д., Славинский А.** (2011). Опыт разработки бортовых систем микроспутников в рамках международных научно-образовательных программ, космические проблемы, март 2011: сб. статей. стр. 47-53, Прага
5. **Нечитайло Г. С., Машинский А. Л.** (1993). Космическая биология. Исследования на орбитальных станциях. Издательство " Мир " Москва, 504 С.

6. **Фокин В.А.** (2009). Модель согласования биомедицинских данных и комплекс программ для интегральной оценки состояния биосистем [Электронный ресурс]: Автореф. Докт техн. наук. - Томск.:2009. - 32 с.
7. **Ланкин Ю.П., Басканова Т.Ф., Печуркин Н.С.** Моделирование адаптивной самоорганизации экосистем // Современные проблемы науки и образования. - №5
8. **Олехнович В.** (2018). Аризонский Ноев ковчег. Как провалился эксперимент по созданию замкнутой экосистемы «Биосфера-2». Сетевое издание «Onliner.by»

V.A. Mastalieva (State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg). **Computer simulation of a control system for stable functioning of a miniature closed biosystem**

The problem of conducting an automatic scientific experiment on board a small spacecraft to study the process of stable functioning of a closed self-regulating biological system is considered.

To track changes in the parameters of a biological object, a laboratory bench was used, equipped with a set of sensors for the state of the gas-water environment and devices for controlling the level of illumination and temperature of the water environment. To control the stand in the Labview programming environment, special software was developed.

As a result of computer modeling, experimental dependencies have been obtained, which make it possible to determine the threshold values of the cultures concentration in a closed biosystem.

УДК 681.51

M. LOBACHEV
(Saint Petersburg State University)

N. KUZNETSOV
(Saint Petersburg State University, Institute for Problems in Mechanical Engineering)

M. YULDASHEV, R. YULDASHEV
(Saint Petersburg State University)

GLOBAL ANALYSIS OF THIRD-ORDER COSTAS LOOP: PULL-IN RANGE AND LOCK-IN RANGE

This work is devoted to problems of BPSK Costas loop's key characteristics estimations. The main approaches are based on the global stability theory for cylindrical phase space and similar estimates for phase-locked loops models. The global stability estimates of the third-order BPSK Costas loop model and the lock-in range estimate are obtained via Lyapunov functions.

Introduction. Costas loops are phase-locked loops based on circuits for carrier recovery and signal demodulation [1-3]. Costas loops are widely used in global positioning systems [4], wireless communication [5], and other applications [6, 7]. There are a lot of types of Costas loops which are used in binary phase-shift keying, quadrature phase-shift keying and also m-ary phase-shift keying [8]. In this paper we consider modified binary phase shift keying (BPSK) Costas loop having the second order proportionally integrating loop filter and discuss its key characteristics: the lock-in range defining fast-locking conditions and the pull-in range ensuring acquisition process.

Such concepts as the hold-in range, the pull-in range, and the lock-in range were originally introduced in classical monographs in 1966 [9-11]. The following problem was stated by American engineer, IEEE Fellow, Floyd M. Gardner in the second edition of his monograph [12]: to determine the lock-in range corresponding to system acquiring lock within at most one beat between carrier frequency and initial voltage-controlled oscillator (VCO) frequency. Strict mathematical definitions of these concepts which were introduced in [13] and extension of Lyapunov theory developed for cylindrical phase space [14, 15] allow one to obtain analytical estimates of key characteristics of Costas loops.

Mathematical model of BPSK Costas loop. Consider modified BPSK Costas loop (see Fig.1).

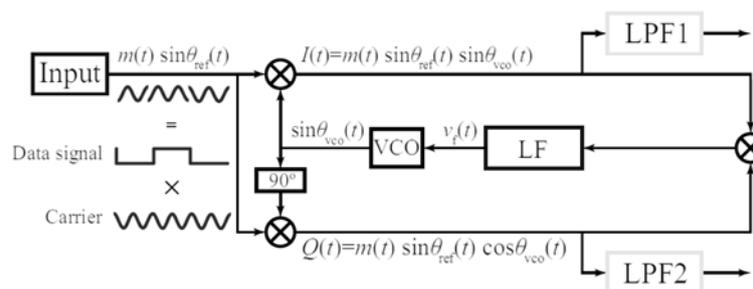


Fig. 1 Modified BPSK Costas loop.

The input signal is

$$m(t) \sin \theta_{ref}(t), \quad (1)$$

where $m(t) \in \{+1, -1\}$ is data signal, $\sin \theta_{ref}(t)$ is carrier, and $\theta_{ref}(t)$ is its phase. The output of VCO block is

$$\sin \theta_{vco}(t), \quad (2)$$

where $\theta_{vco}(t)$ is corresponding phase. Block 90° shifts the phase of VCO by 90° . Two multipliers produce $I(t)$ and $Q(t)$ signals (in phase and quadrature components), which are inputs of the third multiplier. Its output is the input of loop filter (LF) with transfer function

$$F(s) = \frac{(1 + s\tau_{z_1})(1 + s\tau_{z_2})}{s(1 + s\tau_{p_1})}, \quad (3)$$

where $\tau_{z_1} > 0, \tau_{z_2} > 0, \tau_{p_1} > 0$, and initial state $x(0)$. The output of LF block $v_f(t)$ is connected to the control input of the VCO.

Define a phase error $\theta_e(t)$ as

$$\theta_e(t) = \theta_{ref}(t) - \theta_{vco}(t), \quad (4)$$

and frequency detuning ω_e^{free} as

$$\omega_e^{free} = \omega_{ref} - \omega_{vco}^{free}, \quad (5)$$

where ω_{ref} is the carrier frequency which supposed to be constant, and ω_{vco}^{free} is initial VCO frequency.

The so-called baseband model is widely used for the study of acquisition processes of circuits based on phase locked-loops [3, 9, 10]. The baseband model of modified BPSK Costas loop having the second-order loop filter with transfer function (3) is given by [16]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = \frac{1}{8} \sin(2\theta_e), \\ \dot{x}_2 = -\frac{1}{\tau_{p_1}} x_2 + \frac{1}{8} \frac{(\tau_{z_1} - \tau_{p_1})(\tau_{p_1} - \tau_{z_2})}{\tau_{p_1}^2} \sin(2\theta_e), \\ \dot{\theta}_e = \omega_e^{free} - K_{vco} \left(x_1 + x_2 + \frac{1}{8} \frac{\tau_{z_1} \tau_{z_2}}{\tau_{p_1}} \sin(2\theta_e) \right), \end{array} \right. \quad (6)$$

where $K_{vco} > 0$ is the VCO gain, $x(t) = \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{pmatrix}$.

Application of Lyapunov function of the Lurie-Postnikov form for model (6) provides the global stability domain in the parameters' space. Using the Sylvester's criterion for Lyapunov function's derivative along the trajectories of system (6) allows to extend the global stability domain obtained by D. Abramovitch for the equivalent model [17]. Strict mathematical definition of the lock-in range [13] and geometric interpretation of level sets of the Lyapunov function provide the lock-in range estimate [18].

Conclusion In this work the problems of finding the pull-in range and the lock-in range estimates for modified BPSK Costas loop are considered. The study of the pull-in range for model (6) was held by searching for the Lyapunov function of the Lurie-Postnikov form. The lock-in range of third-order model (6) was estimated by the geometric interpretation of level sets of the Lyapunov function.

ACKNOWLEDGMENT

The work is supported by the Leading Scientific Schools of Russia project NSh-2624.2020.1.

REFERENCES

1. **Costas, J.** Synchronous communications, *In Proc. IRE*, 1956 Vol. 44 P. 1713–1718.
2. **Costas, J.** Receiver for communication system. US Patent 3,047,659, 1962.
3. **Best R., Kuznetsov, N., Leonov, G., Yuldashev, M., Yuldashev, R.** Tutorial on dynamic analysis of the Costas loop, *Annual Reviews in Control*, 2016 Vol. 42 P. 27–49.
4. **Kaplan, E., Hegarty, C.** Understanding GPS: Principles and Applications, Artech House, 2006.
5. **Rohde, U., Whitaker, J., Bateman, A.** Communications Receivers: DPS, Software Radios, and Design, McGraw-Hill, 2000.
6. **Bakshi, U., Godse A.** Analog Communication, Technical Publications, 2010.
7. **Couch, L.** Digital and Analog Communication Systems, Pearson/Prentice Hall, 2007.
8. **Best R.** Costas Loops, Springer International Publishing AG, 2018.

9. **Gardner, F.** Phaselock techniques, New York, John Wiley & Sons, 1966.
10. **Viterbi, A.** Principles of coherent communications, New York, McGrawHill, 1966.
11. **Shakhgil'dyan, V., Lyakhovkin, A.** Phase- Locked Loops (in Russian), Moscow, Svyaz', 1966.
12. **Gardner, F.** Phaselock techniques, New York, John Wiley & Sons, 1979.
13. **Leonov, G., Kuznetsov, N., Yuldashev, M., Yuldashev, R.** 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 Vol. 62 № 10 P. 2454–2464.
14. **Leonov, G., Aleksandrov, K.** Frequency-Domain Criteria for the Global Stability of Phase Synchronization Systems. *Doklady Mathematics*, 2015 Vol. 92 № 3 P. 764–768.
15. **Ershova, O., Leonov, G.** Frequency estimates of the number of cycle slidings in phase control systems. *Avtomat. Remote Control*, 1983 Vol. 44 № 5 P. 600–607.
16. **Best, R., Kuznetsov, N., Kuznetsova, O., Leonov, G., Yuldashev, M., Yuldashev, R.** A short survey on nonlinear models of the classic Costas loop: rigorous derivation and limitations of the classic analysis, *In Proceedings of the American Control Conference*, 2015 P. 1296–1302.
17. **Abramovitch, D.** Analysis and design of a third order phase-lock loop, *Proceedings of IEEE Military Communications Conference "21st Century Military Communications—What's Possible?"*, 1988 P. 455–459.
18. **Kuznetsov N., M. Lobachev, M. Yuldashev, and R. Yuldashev.** On the Gardner problem for phase-locked loops, *Doklady Mathematics*, 2019, Vol. 100, №3, P. 568–570.

Lobachev, M. (Saint Petersburg State University), **Kuznetsov, N.** (Saint Petersburg State University, Institute for Problems in Mechanical Engineering), **Yuldashev, M., and Yuldashev, R.** (Saint Petersburg State University). **Global analysis of third-order Costas loop: pull-in range and lock-in range.**

This work is devoted to problems of BPSK (binary phase-shift keying) Costas loop's key characteristics estimations. The main approaches are based on the global stability theory for cylindrical phase space and similar estimates for phase-locked loops models. The global stability estimate of the third-order BPSK Costas loop model and the lock-in range estimate are obtained via Lyapunov functions.

УДК 681.51

E.D. AKIMOVA, N.V. KUZNETSOV, R.N. MOKAEV
(Saint Petersburg University)**ANALYSIS OF OSCILLATIONS AND GLOBAL STABILITY IN NONLINEAR CONTROL SYSTEMS**

Harmonic balance method is widely used in analysis of periodic oscillations and global stability of nonlinear control systems. In this paper we consider its extensions for relay systems: Tsytkin method and the locus of a perturbed relay system (LPRS) method as well as Andronov point-mapping method (PMM). Advantages and limitations of these approaches are illustrated on the classical example.

Introduction. Rapid development of analytical-numerical methods in recent years allowed to find limiting dynamical regimes that were not found before and are connected with the theory of hidden oscillations. In [1–3] the classification of oscillations as being hidden or self-excited was proposed: if the oscillations can be visualized numerically by a trajectory starting from a point in a neighborhood of unstable equilibrium, it is called self-excited, otherwise it is hidden. Therefore, it is necessary to revise the applicability limits of classical methods for determining the onset of oscillations in the process of loss of stability and to develop special analytical-numerical methods to find hidden oscillations.

One of the most widely used methods for searching and analyzing oscillations in nonlinear control systems is the harmonic balance method. For Lurie systems with relay nonlinearity the PMM as well as Tsytkin method and LPRS method are applicable to analyze the existence of oscillations. In this paper we discuss advantages and limitations of these methods.

Oscillations in relay systems. Consider the following system with one scalar relay nonlinearity in the Lurie form

$$\dot{x} = Ax + B\text{sign}(\sigma), \quad \sigma = -Cx, \quad (1)$$

where $x \in \mathbb{R}^n$ is a state vector, $\sigma \in \mathbb{R}^1$, $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $B \in \mathbb{R}^{n \times 1}$, $C \in \mathbb{R}^{1 \times n}$ are matrices, all quantities are real. We consider the solution of the system (1) in the Filippov sense [4]. The transfer function of the system (1) is $W(s) = C(A - Is)^{-1}B$.

The harmonic balance method. The harmonic balance method was one of the first approximate analytical methods for the analysis of oscillations in nonlinear control systems. It was developed in the 1920–1930s in the works of van der Pol [5] and Krylov and Bogolyubov [6]. The main assumption of this method is that a periodic oscillation is harmonic: $a\cos(\omega_0 t)$. The values of ω_0 and the linearization coefficient k can be found from equations:

$$\begin{aligned} \text{Im}W(j\omega_0) &= 0, \\ k &= -(\text{Re}W(j\omega_0))^{-1}. \end{aligned}$$

The amplitude a can be found from the harmonic balance equation

$$\int_0^{2\pi} \left(\text{sign}(a\cos(\omega_0 t))\cos(\omega_0 t) - k\cos(\omega_0 t)\cos(\omega_0 t) \right) dt = 0. \quad (2)$$

The solution of the equation (2) yields the amplitude $a = \frac{4}{\pi k}$.

Although the harmonic balance method is an approximate method, in some cases it can give an accurate prediction on existence of periodic oscillations. For example, for the Vyshegradsky model of the Watt governor [7] it gives the local stability conditions that coincide with the global stability conditions and also agree with the linear analysis carried out by Vyshnegradsky and with the rigorous analysis by Andronov and Maier [8]. But in some cases, the harmonic balance method may show that there are oscillations in the phase space of the system, although in fact they do not exist [9] or, on the contrary, show that there are no oscillations while they actually exist [1].

The Tsytkin method and the LPRS method. The Tsytkin method introduced in [10] and the LPRS method developed in [11] are further developments of the harmonic balance method for relay systems

and, therefore, can give more precise results. For both of these methods we have to construct a special function $J_{Tsyyp}(\omega)$ and $J_{LPRS}(\omega)$:

$$J_{Tsyyp}(\omega) = \frac{4}{\pi} \left(\sum_{l=1}^{\infty} \operatorname{Re} W(j(2l-1)\omega) \right) + j \sum_{l=1}^{\infty} \frac{1}{2l-1} \operatorname{Im} W(j(2l-1)\omega);$$

$$J_{LPRS}(\omega) = -\frac{1}{2} C \left[A^{-1} + \frac{2\pi}{\omega} \left(I - e^{\frac{2\pi}{\omega} A} \right)^{-1} e^{\frac{\pi}{\omega} A} \right] B + j \frac{\pi}{4} C \left(I + e^{\frac{\pi}{\omega} A} \right)^{-1} \left(I - e^{\frac{\pi}{\omega} A} \right) A^{-1} B.$$

In case of ideal relay that is considered in this paper, frequencies of periodic oscillations can be found from equations

$$\begin{cases} \operatorname{Im} J_{Tsyyp}(\omega_0) = 0, \\ \operatorname{Re} J_{Tsyyp}(\omega_0) < 0; \\ \operatorname{Im} J_{LPRS}(\omega_0) = 0. \end{cases}$$

Andronov point-mapping method. The PMM was designed by A.A. Andronov in [12] for analysis of oscillations in a special case of low-order nonlinear systems with piecewise-linear nonlinearities. We will consider its application to relay systems.

The nonlinear system (1) can be rewritten as two linear systems $\dot{x} = Ax + B$ and $\dot{x} = Ax - B$ in the corresponding regions $\Sigma^+ = \{x \in \mathbb{R}^n | Cx > 0\}$ and $\Sigma^- = \{x \in \mathbb{R}^n | Cx < 0\}$. Therefore, trajectories (1) may be obtained analytically without using numerical methods for solving ordinary differential equations. To find the initial data of the periodic solution it is necessary to derive and solve specific system of equations that relies on the properties of the considered dynamical system.

Illustrative example. The example that demonstrates advantages and limitations of these methods is the Keldysh model of flutter suppression in aircraft control systems [13] with two degrees of freedom. Let's consider this model in Lurie form

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -(m_1^2 + 2\beta)^2 & -2\beta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & -(m_2^2 + 2\beta)^2 & -2\beta \end{pmatrix}, B = -\begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, C = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}^T \quad (3)$$

with the following values of parameters: $m_1 = 0.9, m_2 = 1.1, \beta = 0.03$. According to the harmonic balance method, this system has no periodic solutions, however application of the Tsyypkin method and LPRS method shows that there exists a stable periodic solution (corresponding loci can be seen in Figs. 1 and 2).

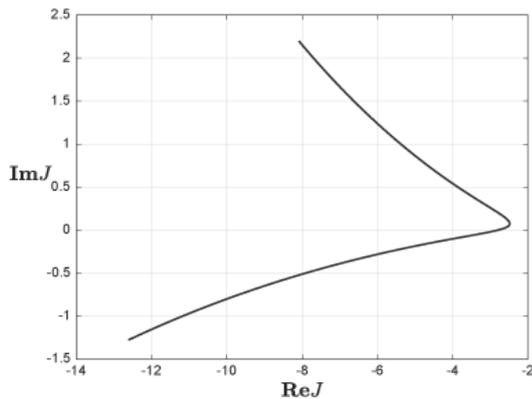


Fig. 1.

The Tsyypkin locus of system (3) with $\omega \in [0.4; 0.8]$.

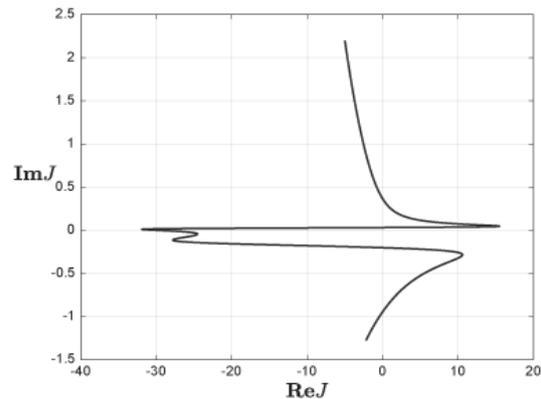


Fig. 2.

The LPRS of system (3) with $\omega \in [0.4; 0.8]$.

But it is known [14] that there are in fact three periodic solutions in the phase space of this system: one symmetric self-excited solution that is found by both Tsyypkin and LPRS methods and two asymmetric hidden solutions that were found via PMM (see Fig. 3 for visualization).

Conclusion. In this presentation it is discussed that the harmonic balance method, the Tsytkin method and the LPRS method may not predict the existence of all periodic oscillations. Whereas the harmonic balance method may not predict even self-excited periodic oscillations, the Tsytkin method and the LPRS method are unable to detect hidden asymmetric periodic solutions and the PMM can predict both symmetric and asymmetric periodic solutions. Although applying PMM to the systems of high order can be a difficult task. Therefore, it would be useful to develop a certain extension to the LPRS method to be able to find asymmetric periodic solutions regardless of the order of the system and the work in this direction is already in progress.

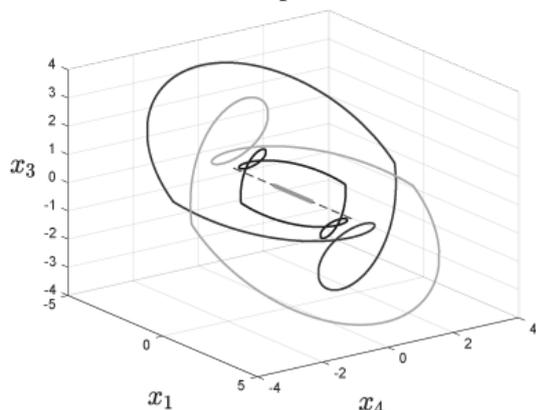


Fig. 3. Two stable asymmetric periodic solutions of system (3) coexist with one stable symmetric periodic solution.

ACKNOWLEDGMENT

The work was supported by the Leading Scientific Schools of Russia, project NSh-2624.2020.1.

REFERENCES

1. **Leonov G.A. and Kuznetsov N.V.** Hidden attractors in dynamical systems. From hidden oscillations in Hilbert- Kolmogorov, Aizerman, and Kalman problems to hidden chaotic attractors in Chua circuits. International Journal of Bifurcation and Chaos in Applied Sciences and Engineering, Vol. 23, №1, 2013, art. no. 1330002.
2. **Kuznetsov N.V.** Plenary lecture “Theory of hidden oscillations”. In 5th IFAC Conference on Analysis and Control of Chaotic Systems, 2018.
3. **Kuznetsov N.V.** Theory of hidden oscillations and stability of control systems. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2020 (in press).
4. **Filippov A.F.** Differential equations with discontinuous right-hand sides. Kluwer, Dordrecht, 1988.
5. **van der Pol B.** On relaxation-oscillations. Philosophical Magazine and Journal of Science, Vol. 7, №2, 1926, p. 978–992.
6. **Krylov N.M. and Bogolyubov N.N.** Introduction to nonlinear mechanics (in Russian). AN USSR, Kiev, 1937. (English translation: Princeton University Press, 1947).
7. **Vyshnegradsky, I.A.** On regulators of direct action. Izvestiya St. Petersburg Technological Institute (in Russian), 1877, p. 21–62.
8. **Andronov, A.A. and Maier A.G.** The Mizes problem in the theory of direct control and the theory of point transformations of surfaces. Dokl. Akad. Nauk SSSR Vol. 43, №2, 1944, p. 58–60.
9. **Leonov G.A. and Kuznetsov N.V.** On flutter suppression in the Keldysh model. Doklady Physics Vol. 63, №9, 2018, p. 366–370.
10. **Tsytkin Ya.Z.** Relay Control Systems. University Press, Cambridge, 1984.
11. **Boiko I.M.** Discontinuous Control Systems: Frequency-Domain Analysis and Design. Springer London, Limited, 2008.
12. **Andronov, A.A., Vitt A.A. and Khaikin, S.E.** Theory of Oscillators (in Russian). ONTI NKTP SSSR, 1937. (English translation: Princeton University Press, 1949)
13. **Keldysh, M.V.** 1944. On dampers with a nonlinear characteristic. Tr. TsAGI (in Russian) Vol. 557, 1944, p. 26–37.
14. **Kuznetsov, N.V., Kuznetsova, O.A., Koznov, D., Mokaev, R.N. & Andrievsky, B.R.** Counterexamples to the Kalman conjectures. IFAC-PapersOnLine, Vol. 51 №33, 2018, p. 138–143.

УДК 681.51

В. С. ВОРОБЬЕВ, А. А. ВЕДЯКОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОЦЕНИВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РЕГРЕССИОННОЙ МОДЕЛИ РОБОТА-МАНИПУЛЯТОРА ПРИ НЕВЫПОЛНЕНИИ УСЛОВИЯ КВАДРАТИЧНОЙ НЕИНТЕГРИРУЕМОСТИ

Для решения задачи оценивания параметров регрессионной модели плоскостного робота-манипулятора в работе предлагается использовать модифицированный метод динамического расширения и смешивания регрессора. Его использование позволяет ослабить требования к условию квадратичной неинтегрируемости регрессора, необходимого для обеспечения асимптотической сходимости оценок к истинным значениям, и оценивать параметры регрессионной модели за конечное время.

Введение. В настоящее время активно развивается область исследований, связанная с бездатчиковым управлением электромеханическими системами и, в частности, роботами-манипуляторами. В этом случае регулируемая переменная не измеряется, а оценивается с помощью наблюдателя. Для этого зачастую необходимо знать или оценивать параметры системы. Существуют методы оценивания параметров манипулятора, заданного в виде регрессионной модели [1]. Однако в реальных практических задачах, в отличие от лабораторных экспериментов, не всегда удастся обеспечить выполнение условий сходимости ошибки оценивания к нулю. В докладе предлагается модификация метода динамического расширения и смешивания регрессора (ДРСР или Dynamic Regressor Extension and Mixing, DREM) [2] для решения задачи оценивания параметров регрессионной модели при невыполнении условия квадратичной неинтегрируемости регрессора.

Постановка задачи. В работе рассматривается регрессионная модель двухзвенного плоскостного манипулятора [3]:

$$y(t) = \varphi^T(t)\Theta, \quad (1)$$

где $y(t) = \begin{bmatrix} y_1(t) \\ y_2(t) \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^2$ — измеряемый вектор моментов в сочленениях, являющийся выходом

регрессионной модели; $\varphi(t) \in \mathbb{R}^{5 \times 2}$ — регрессор вида

$$\varphi(t) = \begin{bmatrix} \varphi_1^T(t) \\ \varphi_2^T(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{q}_1 & \cos(q_2)(2\ddot{q}_1 + \ddot{q}_2) + \sin(q_2)(\dot{q}_1^2 - 2\dot{q}_1\dot{q}_2) & \ddot{q}_2 & g \cos(q_1) & g \cos(q_1 + q_2) \\ 0 & \cos(q_2)\ddot{q}_1 + \sin(q_2)(\dot{q}_1^2) & \ddot{q}_2 & 0 & g \cos(q_1 + q_2) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

здесь $q_j(t), \dot{q}_j(t), \ddot{q}_j(t)$ — измеряемые угловые положение, скорость и ускорение j -го звена манипулятора, $j = \overline{1, 2}$, g — ускорение свободного падения; $\Theta \in \mathbb{R}^5$ — вектор неизвестных параметров

$$\Theta = \begin{bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \\ \theta_4 \\ \theta_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 l_{c1}^2 + m_2 (l_1^2 + l_{c2}^2) + I_1 + I_2 \\ m_2 l_1 l_{c2} \\ m_2 l_1 l_{c2} \\ m_1 l_{c1} + m_2 l_1 \\ m_2 l_2 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

в котором θ_i — оцениваемые параметры, $i = \overline{1, 5}$; m_1, m_2 — массы звеньев; l_1, l_2 — длины звеньев; l_{c1}, l_{c2} — расстояния до центров масс звеньев; I_1, I_2 — соответствующие звеньям моменты инерции.

Необходимо найти вектор оценки $\hat{\Theta}(t)$ параметров Θ такой, что

$$\hat{\Theta}(t) - \Theta = 0, \text{ для } t \geq t_1, \quad (4)$$

где $\|\cdot\|$ — Евклидова норма вектора, $t_1 \in \mathbb{R} > 0$ — некоторый момент времени.

Оценивание параметров. Найти вектор оценки $\hat{\Theta}(t)$ можно с помощью метода динамического расширения и смешивания (ДРСР), который обладает рядом преимуществ по сравнению со стандартным градиентным методом [1], в частности обеспечивает монотонность получаемых оценок [4].

Рассмотрим применение метода ДРСР для оценивания вектора параметров из регрессионной модели первого сочленения манипулятора (для второго сочленения метод ДРСР применяется аналогично):

$$y_1(t) = \varphi_1^T(t)\Theta. \quad (6)$$

В соответствии с методом вводится пять устойчивых фильтров $H_i[\cdot] = \frac{\sigma_i}{s + \sigma_i}[\cdot]$, где

$\sigma_i \in \mathbb{R} > 0, i = \overline{1, 5}$, s – комплексная переменная, с помощью которых строится расширенная модель (4). Коэффициенты фильтров выбираются такими, чтобы обеспечить линейную независимость векторов $H_1[\varphi^T(t)], H_2[\varphi^T(t)]$ и т. д. [5].

$$Y(t) = \Phi(t)\Theta, \quad (4)$$

$$\Phi(t) = \begin{bmatrix} H_1[\varphi_1^T(t)] \\ \dots \\ H_5[\varphi_1^T(t)] \end{bmatrix}, \quad Y(t) = \begin{bmatrix} H_1[y_1(t)] \\ \dots \\ H_5[y_1(t)] \end{bmatrix}, \quad (5)$$

здесь $Y(t) \in \mathbb{R}^5$ и $\Phi(t) \in \mathbb{R}^{5 \times 5}$ – выход и регрессор расширенной модели соответственно. Далее применяется процедура смешивания и с помощью стандартного градиентного алгоритма оценивается вектор Θ :

$$\dot{\hat{\Theta}}(t) = \gamma \Delta(t) (Y(t) - \Delta(t)\hat{\Theta}(t)), \quad (6)$$

где $\gamma \in \mathbb{R} > 0$ – коэффициент адаптации, $\Delta(t) = \det\{\Phi(t)\}$, $Z(t) = \text{adj}\{\Phi(t)\}Y(t)$, $\det\{\cdot\}$ и $\text{adj}\{\cdot\}$ – операторы взятия определителя и союзной матрицы. Коэффициент адаптации, как и во всех алгоритмах на основе градиентного спуска, связан со скоростью сходимости.

Для асимптотической сходимости ошибки оценивания к нулю при использовании метода ДРСР требуется выполнение условия квадратичной неинтегрируемости регрессора [2]:

$$\int_0^{\infty} \Delta^2(\tau) d\tau = \infty. \quad (11)$$

Модификация метода. Для оценивания параметров при невыполнении условия квадратичной неинтегрируемости регрессора предлагается к оценке каждого параметра по методу ДРСР применить алгоритм оценивания параметров за конечное время [6], для которого достаточно, чтобы $\Delta \neq 0$ на промежутке времени $[0, t_1]$:

$$\begin{aligned} 0 < t < t_1 : \hat{\theta}_{fi}(t) &= \hat{\theta}_{fi}(0), \\ t \geq t_1 : \hat{\theta}_{fi}(t) &= \frac{\hat{\theta}_i(t) - \hat{\theta}_{fi}(0)\omega_i(t)}{1 - \omega_i(t)}, \end{aligned} \quad (13)$$

где $\hat{\theta}_{fi}(t)$ – оценка i -го параметра за конечное время, $\hat{\theta}_{fi}(0)$ – начальное значение оценки,

$$\omega_i(t) = -\gamma_i \int_0^t \Delta^2(\tau) \omega_i(\tau) d\tau, \quad \gamma_i \in \mathbb{R} > 0.$$

Моделирование. На рис. 1 приведены результаты численного моделирования алгоритма оценивания одного из параметров рассматриваемой модели робота-манипулятора при использовании метода ДРСР в случае невыполнения условия квадратичной неинтегрируемости. На рис. 2 приведены результаты моделирования при использовании метода ДРСР, дополненного алгоритмом оценивания за конечное время.

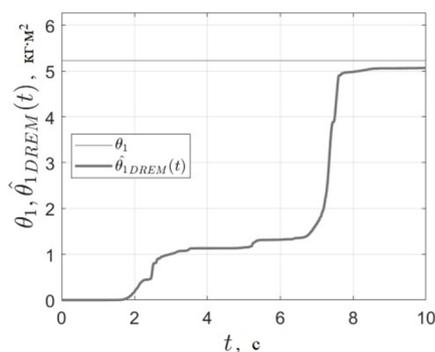


Рис. 1. Результаты моделирования алгоритма оценивания параметра при использовании метода ДРСР

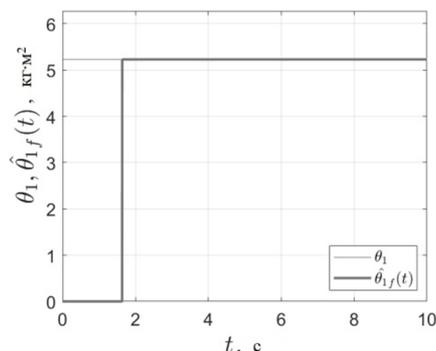


Рис. 2. Результаты моделирования алгоритма оценивания параметра при использовании метода ДРСР, дополненного алгоритмом получения оценки за конечное время

Заключение. Для решения задачи оценивания параметров динамической модели двухзвеного плоскостного робота-манипулятора было предложено использовать метод ДРСР, дополненный алгоритмом оценивания за конечное время. Данный метод позволяет получать оценки параметров регрессионной модели за конечное время при невыполнении условия квадратичной неинтегрируемости. В дальнейшем планируется рассмотреть работоспособность предложенного метода при наличии помех измерений вектора моментов в сочленениях.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ioannou P. A., Sun J.** Robust adaptive control. – Courier Corporation, 2012.
2. **Aranovskiy S. et al.** Performance enhancement of parameter estimators via dynamic regressor extension and mixing // IEEE Transactions on Automatic Control. 2016. Т. 62. №. 7. С. 3546-3550.
3. **Spong M. W., Vidyasagar M.** Robot dynamics and control. John Wiley & Sons, 2008.
4. **Borisov O. I. et al.** Adaptive tracking of a multi-sinusoidal signal with DREM-based parameters estimation //IFAC-PapersOnLine. 2017. Т. 50. №. 1. С. 4282-4287.
5. **A. Belov, S. Aranovskiy, R. Ortega, N. Barabanov and A. Bobtsov.** Enhanced Parameter Convergence for Linear Systems Identification: The DREM Approach, 2018 European Control Conference, 2018
6. **R. Ortega, S. Aranovskiy, A. Pyrkin, A. Astolfi, A. Bobtsov.** New results on parameter estimation via dynamic regressor extension and mixing: continuous and discrete-time cases. IEEE Trans. Autom. Control (2019) (submitted for publication)

V.S.Vorobev, A.A. Vedyakov (ITMO University, St.Petersburg). Research of the robot-manipulator regression model parameter estimation algorithms imposed with the square integration condition

The dynamic regressor extension and mixing method supplemented with finite-time estimator is proposed for two-link planar manipulator regression model parameters' estimation. The modified method makes it possible to estimate the parameters of the regression model in a finite time and to weaken the non-square integrability condition for asymptotic convergence.

УДК 681.5.015

А. О. ОБЧАРОВ, А. А. ТРУФАНОВА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

УЛУЧШЕНИЕ СХОДИМОСТИ ОЦЕНКИ МАГНИТНОГО ПОТОКА ДЛЯ СИСТЕМЫ МАГНИТНОЙ ЛЕВИТАЦИИ С ОДНОЙ СТЕПЕНЬЮ СВОБОДЫ

Рассматривается задача оценивания магнитного потока в системе магнитной левитации с одной степенью свободы. Одним из известных подходов является параметризация динамической модели системы и получение уравнения линейной регрессии, параметры которой зависят от начального значения магнитного потока. В некоторых режимах работы между компонентами регрессора существует линейная зависимость и оценивание параметров невозможно. Для решения этой проблемы предлагается оценивать параметры редуцированной регрессионной модели и на основе полученных оценок восстанавливать начальное значение магнитного потока.

Введение. В работе [1] предложен наблюдатель переменных состояния для нелинейной динамической модели системы магнитной левитации с одной степенью свободы. Производная магнитного потока считается известной, так как выражается через измеряемые сигналы силы тока в катушке электромагнита и приложенного к ней напряжения. В связи с этим авторы предлагают свести исходную задачу к задаче оценивания постоянного параметра – начального значения магнитного потока. Для достижения поставленной цели авторами получено уравнение линейной регрессии, где вектор параметров связан с начальным значением магнитного потока. В работе авторы предложили оценивать этот параметр с помощью метода динамического расширения и смешивания регрессора (ДРСР), после чего восстановить начальное значение магнитного потока и получить его оценку [2–3]. Подход из [1] не обеспечивает сходимости оценки магнитного потока к нулю в случае выполнения условия квадратичной интегрируемости (КИ) регрессора. Например, при наличии в регрессоре расширенной модели линейно зависимых столбцов, результирующий регрессор — его определитель, обнуляется [3]. При этом на практике в лишь в редких случаях удается обеспечить условие квадратичной неинтегрируемости (КН) для регрессионной модели из [1].

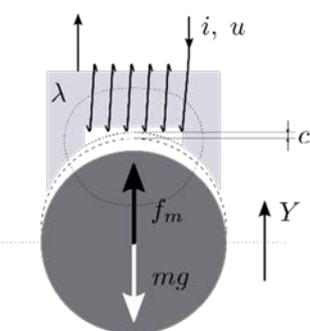


Рис. 1: Схема системы магнитной левитации

Целью является модификация наблюдателя магнитного потока, предложенного в работе [1], для обеспечения сходимости оценки к истинному значению при наличии линейной зависимости между компонентами регрессора.

Постановка задачи. Классическая модель системы магнитной левитации с одной степенью свободы (рис. 1), где левитирующим объектом является шар, рассмотрена в работе [4]:

$$\begin{aligned}\dot{\lambda}(t) &= -\frac{R}{k}(c - Y(t))\lambda(t) + u(t), \\ \dot{Y}(t) &= \frac{1}{m}p(t), \\ \dot{p}(t) &= \frac{1}{2k}\lambda^2(t) - mg,\end{aligned}\tag{1}$$

где $\lambda(t) \in \mathbb{R}$ — магнитный поток; $u(t) \in \mathbb{R}$ — напряжение электромагнита; $Y(t) \in (-\infty, c)$ — координата шара; $c \in \mathbb{R}_{>0}$ — расстояние между шаром в нулевом положении и электромагнитом.

Научный руководитель: к.т.н., доцент Ведяков А. А.

том; $p(t) \in \mathbb{R}$ — момент импульса шара; $R \in \mathbb{R}_{>0}$ — сопротивление обмотки электромагнита; $m \in \mathbb{R}_{>0}$ — масса шара; $g \in \mathbb{R}_{>0}$ — ускорение свободного падения; $k \in \mathbb{R}_{>0}$ — постоянный параметр. R, m, g, k считаются известными. Управлением является напряжение $u(t)$, прикладываемое к обмотке электромагнита, которое точно не известно, так как измеряется датчиком с некоторой погрешностью. Измеряемой также является сила тока $i(t) \in \mathbb{R}$ в катушке магнита, которую можно представить в виде:

$$i(t) = \frac{c - Y(t)}{k} \lambda(t).$$

Задача заключается в определении магнитного потока по измеряемым значениям силы тока и напряжения $i(t)$, $u(t)$.

В работе [1] модель (1) преобразуется к регрессионному виду:

$$z(t) = \varphi^T(t) \Theta, \quad (2)$$

где $z(t) \in \mathbb{R}$ и $\varphi(t) \in \mathbb{R}^6$ — выход и регрессор, вычисляемые на основе измерений силы тока и напряжения, $\Theta = [\eta \ \eta^2 \ \eta^3 \ \eta^4 \ \eta^5 \ \eta^6]^T$ — вектор неизвестных параметров, $\eta = \lambda(0)$ — начальное значение магнитного потока.

Таким образом задача преобразуется к следующему: найти такую оценку начального значения магнитного потока $\hat{\eta}(t)$, что:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \eta - \hat{\eta}(t) = 0. \quad (3)$$

Оценивание параметра с помощью ДРСР. В соответствии с методом вводится шесть устойчивых фильтров $H_i[\cdot] = \frac{\sigma_i}{s + \sigma_i}[\cdot]$, где $\sigma_i \in \mathbb{R}_{>0}$, $i = \overline{1, 6}$, — не совпадающие друг с другом коэффициенты фильтров [5], s — комплексная переменная, с помощью которых строится расширенная модель (4):

$$Z(t) = \Phi(t) \Theta, \quad (4)$$

$$\Phi(t) = \begin{bmatrix} H_1[\varphi^T(t)] \\ \dots \\ H_6[\varphi^T(t)] \end{bmatrix} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \dots \ \omega_6], \quad Z(t) = \begin{bmatrix} H_1[z(t)] \\ \dots \\ H_6[z(t)] \end{bmatrix}, \quad (5)$$

здесь $Z(t) \in \mathbb{R}^6$ — расширенный выход, $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_6 \in \mathbb{R}^6$ — столбцы расширенного регрессора $\Phi(t) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, для них здесь и далее опустим зависимость от времени. Далее применяется процедура смешивания:

$$\Delta(t) = \det\{\Phi(t)\}, \quad Z_{adj} = \text{adj}\{\Phi(t)\} Z(t)$$

где, $\det\{\cdot\}$ и $\text{adj}\{\cdot\}$ — операторы взятия определителя и союзной матрицы, и с помощью стандартного градиентного алгоритма оценивается η :

$$\dot{\hat{\theta}}_1(t) = \gamma \Delta(t) (Z_{adj}(t) - \Delta(t) \hat{\Theta}_1(t)), \quad (6)$$

где $\gamma \in \mathbb{R}_{>0}$ — коэффициент адаптации.

Алгоритм (6) обеспечивает достижение цели (3) при выполнении условия квадратичной неинтегрируемости для определителя $\Delta(t)$ [3], что зависит от входного воздействия $u(t)$.

Например, такое условие не выполняется при удержании шара в одном положении с помощью постоянного входного воздействия.

Редуцирование модели. Если сигнал управления $u(t)$ не обеспечивает линейной независимости компонент регрессора, то также выполняется условие КИ для регрессора $\Phi(t)$, а значит отсутствует сходимость ошибки оценивания к нулю. Для решения этой проблемы предлагается построить редуцированную модель путем нахождения индексов линейно-зависимых столбцов методом Грама-Шмидта [6] и удаления их из регрессора $\Phi(t)$.

Полученные индексы $1 < p_1 < p_2 < \dots < p_q$ записываются в упорядоченный массив $P = [p_1 \ p_2 \ \dots \ p_q]$. После удаления линейно зависимых столбцов в $\Phi(t)$ модель (4) принимает вид:

$$Z(t) = \bar{\Phi}(t) K_q(t) \Theta, \quad (7)$$

где $\bar{\Phi}(t) \in \mathbb{R}^{6 \times (6-q)}$ — редуцированный регрессор, не содержащий столбцов из массива P , матрица трансформации параметров $K_q(t) \in \mathbb{R}^{(6-q) \times 6}$ определяется по рекуррентной формуле:

$$K_0 = I_6, \quad K_j(t) = \begin{bmatrix} I_{p_j-j} & \Lambda_j(t) & 0 \\ 0 & 0 & I_{6-p_j} \end{bmatrix} \cdot K_{j-1}(t), \quad j = \overline{1, q}, \quad (8)$$

здесь $q \in \mathbb{R}_{\geq 0}$ — количество линейно-зависимых столбцов, I_a — единичная матрица размерностью $a \times a$, $\Lambda_j(t) \in \mathbb{R}^{p_j-j}$ — вектор коэффициентов линейной комбинации, который определяется из выражений ниже, например, методом наименьших квадратов:

$$\begin{aligned} \omega_{p_1} &= \bar{\Phi}^{1, p_1-1} \Lambda_1, \\ \omega_{p_2} &= \bar{\Phi}^{1, p_2-1} \Lambda_2, \\ &\vdots \\ \omega_{p_j} &= \bar{\Phi}^{1, p_j-1} \Lambda_j, \\ \Phi^{1, p_j-1} &= [\omega_1 \ \omega_2 \ \dots \ \omega_{p_j-1}], \end{aligned} \quad (9)$$

матрица $\bar{\Phi}^{1, p_j-1}$ формируется из Φ^{1, p_j-1} удалением линейно зависимых столбцов, индексы которых лежат в массиве P .

После редуцирования регрессора $\Phi(t)$ в модели (4) удаляются соответствующие элементы вектора Θ , образуя редуцированный вектор неизвестных параметров $\bar{\Theta}(t) \in \mathbb{R}^{6-q}$:

$$Z(t) = \bar{\Phi}(t) \bar{\Theta}(t), \quad (10)$$

Для оценивания параметра η регрессор $\bar{\Phi}(t)$ в (10) приводится к квадратному виду, а вектор выхода $Z(t)$ — к соответствующему размеру путем удаления строк и элементов с индексами из вектора P :

$$Z_{sq}(t) = \bar{\Phi}_{sq}(t) \bar{\Theta}(t), \quad (11)$$

$$Z_{sq}(t) = \bar{\Phi}_{sq}(t) K_q(t) \Theta. \quad (12)$$

Оценивание начального значения магнитного потока. Вектор $\bar{\Theta}(t)$ оценивается стандартным градиентным алгоритмом:

$$\hat{\bar{\theta}}_1(t) = \gamma \Delta_{sq}(t) \left(Z_{sq, adj, 1}(t) - \Delta_{sq}(t) \hat{\bar{\theta}}_1(t) \right), \quad (13)$$

где в соответствии с методом ДРСР: $\Delta_{sq}(t) = \det\{\Phi_{sq}^{-}(t)\}$, $Z_{sq,adj}(t) = \text{adj}\{\Phi_{sq}^{-}(t)\} Z_{sq}(t)$. Далее на основе связи параметров:

$$\bar{\Theta}(t) = K_q(t)\Theta, \quad (14)$$

формируется уравнение, решая которое вычисляется оценка η :

$$\dot{\bar{\Theta}} = \bar{b} \quad (15)$$

где $k_{i,j}$ — компоненты матрицы $K_q(t)$.

На рисунке 2 приведено сравнение переходных процессов оценок начального значения магнитного потока, полученных с помощью двух методов. В данной задаче положение шара стабилизируется из начального значения $Y(0) = -0.001$ м в заданное $Y^* = 0.003$ м, управление выполняется с помощью регулятора из [7]. Оценка с помощью метода из работы [1] не сошлась к истинному значению, поскольку положение шара было стабилизировано в заданном значении, здесь также сошлись к постоянному значению сигналы регрессора в модели (2). Эта модель расширялась фильтрами, в результате чего расширенный регрессор (4) стал вырожденным, это привело к обнулению определителя $\Delta(t)$. С помощью операций из предложенного алгоритма были редуцированы линейно-зависимые столбцы и оценены коэффициенты перераспределения параметров в результате этого редуцирования, что позволило восстановить искомый параметр и свести невязку к нулю.

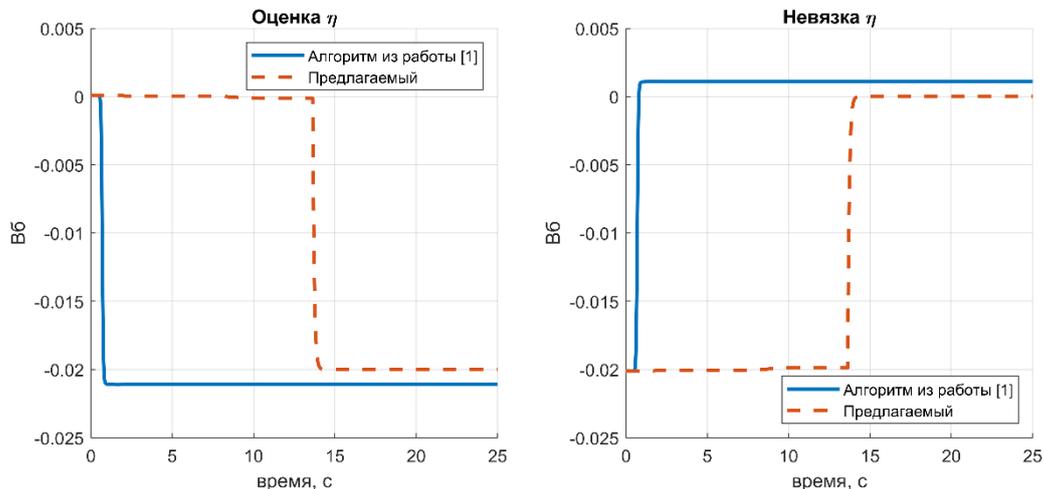


Рис. 2. Результаты сравнения исходного и с модифицированного методов для $\eta = 0.02$ Вб

Заключение. Предложена модификация метода оценивания магнитного потока для системы магнитной левитации, позволяющая обеспечить сходимость ошибки оценивания к нулю при наличии линейной зависимости компонент регрессора, за счет использования взаимосвязи параметров расширенной модели. Такая система видится полезной, например, в случае удержания шара в заданном положении с помощью постоянного напряжения. Описана процедура редуцирования модели путем нахождения линейно-зависимых столбцов методом Грама-Шмидта [5], алгоритм оценивания её параметров и восстановления начального значения магнитного потока.

ЛИТЕРАТУРА

1. Bobtsov, A.A., Pyrkin, A.A., Ortega, R., Vedyakov, A.A., Sinetova M. M. Sensorless Control of the Levitated Ball, IFAC-PapersOnLine, vol. 52, no. 29, pp. 274–279, 2019, DOI: 10.1016/j.ifacol.2019.12.662.
2. R. Ortega, A. Bobtsov, A. Pyrkin and S. Aranovskiy, A parameter estimation approach to state observation of nonlinear systems, 2015 54th IEEE Conference on Decision and Control (CDC), Osaka, 2015, pp. 6336-6341. doi: 10.1109/CDC.2015.7403217.
3. Aranovskiy, S., Bobtsov, A., Ortega, R., and Pyrkin, A. A parameter estimation approach to state observation of nonlinear systems, Systems & Control Letters, Vol. 85, 2015. pp. 84-94.

4. G. Schweitzer, E. Maslen. Magnetic bearings: theory, design, and application to rotating machinery, Springer *Science & Business Media*, 2009.
5. A. Belov, S. Aranovskiy, R. Ortega, N. Barabanov and A. Bobtsov, Enhanced Parameter Convergence for Linear Systems Identification: The DREM Approach, 2018 European Control Conference (ECC), Limassol, 2018, pp. 2794-2799
6. Беллман Р. Введение в теорию матриц. М.: Мир, 1969. С. 62-78.
7. R. Ortega, A. Loria, P. Nicklasson, and H. Sira-Ramirez, Passivitybased control of Euler-Lagrange systems: mechanical, electrical and electromechanical applications. Springer Science & Business Media, 2013

A. O. Ovcharov, A. A. Trufanova (ITMO University, Saint Peterburg). The convergence improvement of magnetic flux estimation for a magnetic levitation system with one degree of freedom

The problem of magnetic flux estimation for the magnetic levitation system with one degree of freedom is considered. One of the known approaches is dynamic model parameterization to obtain the linear regression equation, the parameters of which depend on the initial value of the magnetic flux. In some modes of operation, there is a linear dependence between the components of the regressor and parameters estimation is impossible. To solve this problem, the regression model reduction and recovering the initial value of the magnetic flux from its parameter estimates are proposed.

УДК 681.51

С.А. ГОРБУНОВ, А.В. МОТОРИН
(Университет ИТМО, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)БОРИСОВА М.А.
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)**СРАВНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ ДИНАМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ РЕГРЕССОРА И ОПТИМАЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ В ЗАДАЧЕ ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ГАРМОНИЧЕСКОГО СИГНАЛА**

Рассматривается задача оценивания параметров синусоидального сигнала: смещения, амплитуды и фазы. Сравниваются оптимальные алгоритмы оценивания, основанные на стохастическом подходе, и детерминированные алгоритмы, такие как метод динамического расширения регрессора. Приведены численные примеры, для которых рассчитываются и сопоставляются действительные среднеквадратические ошибки оценивания параметров, полученные с использованием таких алгоритмов.

Введение. При обработке измерительной и, в частности, навигационной информации нередко приходится сталкиваться с задачей оценивания параметров. Частным случаем такой задачи, нередко встречающимся на практике [1-6], является задача оценивания амплитуды и фазы гармонического сигнала. Для решения таких задач существует значительное количество алгоритмов, которые в настоящей работе разделяются на построенные с точки зрения детерминированного и стохастического подходов. Естественным образом возникает вопрос о сопоставлении этих алгоритмов.

Целью работы является сравнение алгоритмов динамического расширения регрессора и оптимальной фильтрации в задаче оценивания параметров гармонического сигнала.

Постановка задачи. Исходная задача формулируется следующим образом. Имеются измерения гармонического сигнала в виде

$$y_i = A_0 + A_1 \sin(\omega t_i + \varphi) + v_i, \quad (1)$$

где $y_i = y(t_i)$ – измерения в момент времени t_i , $i \in [1..N]$, $v_i = v(t_i)$ – погрешность измерений, A_0 – смещение, A_1 – амплитуда, φ – фаза гармонического сигнала, которые считаются неизвестными постоянными величинами, ω – известная постоянная частота. Требуется получить оценки смещения, амплитуды и фазы, по конечному набору измерений N .

Отметим, что нелинейную задачу (1), используя тригонометрические формулы разложения синуса суммы углов, можно преобразовать к линейной задаче вида:

$$y_i = h(t_i)x + v_i, \quad (2)$$

где $h(t_i) = h_i = [1 \quad \sin(\omega t_i) \quad \cos(\omega t_i)]$, $x = [A_0 \quad B_1 \quad B_2]^T$ – вектор неизвестных оцениваемых параметров, в котором $B_1 = A_1 \cos \varphi$, $B_2 = A_1 \sin \varphi$. После решения этой задачи искомые оценки \hat{A}_1 ; $\hat{\varphi}$ могут быть получены в результате нелинейных преобразований оценок \hat{B}_1 , \hat{B}_2

$$\hat{A}_1 = \sqrt{\hat{B}_1^2 + \hat{B}_2^2}; \quad \hat{\varphi} = \arctan \frac{\hat{B}_1}{\hat{B}_2}. \quad (3)$$

Для линейной задачи (2) в рамках обоих подходов легко получить различные алгоритмы, которые и рассмотрим далее.

Решение задачи с использованием метода наименьших квадратов и фильтра Калмана. Один из возможных алгоритмов, синтезируемых для решения линейной задачи (2) в

рамках детерминированного подхода, может быть основан на использовании метода наименьших квадратов (МНК) и минимизации критерия

$$J_{\text{МНК}} = \sum_{i=1}^N (y_i - h_i x)^2. \quad (4)$$

Решая задачу (2) с использованием этого критерия, получим

$$\hat{x}_N = (H_N^T H_N)^{-1} H_N^T Y_N \quad (5)$$

где

$$H_N = \begin{bmatrix} h(t_1) \\ \dots \\ h(t_N) \end{bmatrix}, \quad Y_N = \begin{bmatrix} y_1 \\ \dots \\ y_N \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Алгоритм (5), (6) можно записать в рекуррентном виде, кроме того вводя предположения о стохастической природе погрешностей и неизвестных параметров можно получить оценку с использованием фильтра Калмана (ФК) [7]. Известно, что при постоянном СКО погрешности измерений и достаточно большой начальной матрице ковариаций вектора состояния, оценка ФК совпадет с МНК (5) [7].

Оптимальный алгоритм. Отметим, что, решая линейную задачу (2), можно получить оптимальное решение лишь для параметров $x = [A_0 \quad B_1 \quad B_2]^T$. В то же время исходной является нелинейная задача оценивания параметров A_0, A_1, φ . Следует заметить, что в рамках стохастического подхода можно напрямую решить нелинейную задачу оценивания (1). Поскольку при фиксации фазы зависимость измерений от A_0, A_1 линейная, с целью построения экономичного алгоритма решения этой задачи может быть использован метод частичного аналитического интегрирования [8]. Частный случай такого алгоритма применительно к рассматриваемой задаче рассмотрен в [4].

Метод динамического расширения регрессора. Наряду с решением задачи (1) с использованием полного набора измерений, накопленного к текущему шагу, можно получить решение рассматриваемой задачи с использованием скользящего набора измерений. Простейшим вариантом такого алгоритма может быть МНК (5), который использует не все, а только последние N измерений. Он же может быть записан в рекуррентной форме, и иногда называется «МНК с фактором забывания» [3]. Ясно, что алгоритмы такого типа будут заведомо менее точными, так как используют меньшее число измерений. Построение таких алгоритмов с точки зрения стохастического подхода рассмотрено в работах [11,12]. По мнению авторов доклада, активно развиваемый в последнее время метод динамического расширения регрессора (МДРР), который также использован для решения рассматриваемой задачи, по сути, относится к такому типу алгоритмов, так как представляет собой линейный стационарный фильтр с конечной импульсной характеристикой [9, 10].

Результаты сопоставления. Ниже на рисунках 1-2 приведены полученные путем моделирования результаты для описанных выше алгоритмов, использованных для решения рассматриваемой задачи. Здесь приведены значения среднеквадратических погрешностей (СКП), полученные путем многократного решения задачи методом статистических испытаний (рис.1), и примеры реализаций самих оценок (рис.2). При моделировании предполагалось, что погрешности измерения представляют собой гауссовскую случайную белую последовательность. Из представленных результатов следует, что СКП ФК и оптимального алгоритма практически совпадают, в то время как СКП МДРР реализованного в том виде, в котором он описан в [2], как правило выше оптимальных значений.

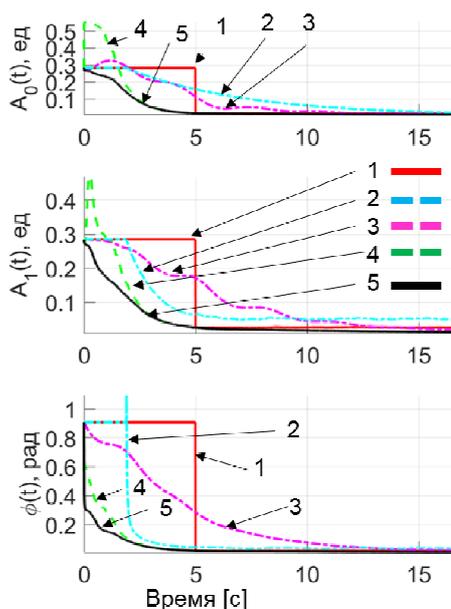


Рис. 1 Действительное СКП оценивания, полученное методом статистических испытаний для 1 – Скользящего среднего с временем осреднения 5с., 2 – МДРР [2], 3 – эмпирического МНК с «фактором забывания» [2], 4 – ФК, 5 – нелинейного оптимального алгоритма.

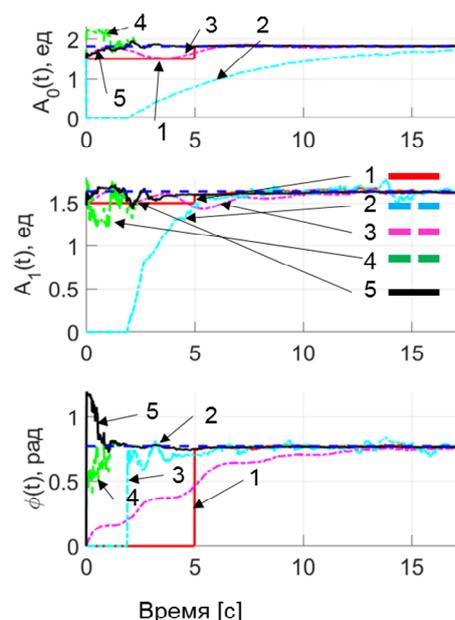


Рис. 2 Оценки для 1 – Скользящего среднего с временем осреднения 5с., 2 – МДРР [2], 3 – эмпирического МНК с «фактором забывания» [2], 4 – ФК, 5 – нелинейного оптимального алгоритма.

Заключение. Рассмотрена задача оценивания параметров гармонического сигнала. Описан оптимальный алгоритм ее решения, синтезированный в рамках стохастического подхода и ряд алгоритмов, синтезированных в рамках детерминированного подхода, в частности алгоритмы, основанные на методе динамического расширения регрессора. Их точность сопоставлена с точностью оптимального алгоритма.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ проект №18-19-00627

ЛИТЕРАТУРА

1. **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.
2. **A. A. Vedyakov, A. O. Vedyakova, A. A. Bobtsov, A. A. Pyrkin**, “Relaxation for online frequency estimator of bias-affected damped sinusoidal signals based on Dynamic Regressor Extension and Mixing,” *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 33, no. 12, pp. 1857–1867, Dec. 2019.
3. **М.М. Коротина, С.В. Арановский, А.А. Ведяков**. Метод динамического расширения регрессора в задачах оценивания параметров. *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2019. Т. 19. № 3. С. 435–442
4. **О. А. Степанов, А. В. Моторин**. Методы адаптивного оценивания в задачах обработки навигационной информации // Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. С. 1359–1366.
5. **W. Jiahui et al.** A North Seeking Method Of MEMS Uniaxial Rotatory Inertial Navigation System // *Материалы XX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием*. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 31–33.
6. **Д. А. Савкин, Р. С. Ефремов, Н. Г. Скиданов**. Апробация применения отечественного микромеханического гироскопа для определения курса с помощью модуляционного вращения // *Материалы XXI конференции молодых ученых с международным участием*. Под общей редакцией В. Г. Пешехонова. 2019. С. 166–168.
7. **О. А. Степанов**. Методы обработки навигационной измерительной информации. СПб: Университет ИТМО, 2017.
8. **Степанов О.А., Торопов А.Б.** Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации // XII всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 3324-3337
9. **R. Ortega, L. Praly, S. Aranovskiy, B. Yi, W. Zhang**. On dynamic regressor extension and mixing parameter estimators: Two Luenberger observers interpretations // *Automatica*, vol. 95, pp. 548–551, Sep. 2018.

10. **S. Aranovskiy, A. Bobtsov, R. Ortega, A. Pyrkin.** Parameters estimation via dynamic regressor extension and mixing // 2016 American Control Conference (ACC), 2016, pp. 6971–6976.
11. **D. Simon and Y. S. Shmaliy.** Unified forms for Kalman and finite impulse response filtering and smoothing // Automatica, vol. 49, no. 6, pp. 1892–1899, Jun. 2013.
12. **Y. S. Shmaliy.** An Iterative Kalman-Like Algorithm Ignoring Noise and Initial Conditions // IEEE Transactions on Signal Processing, vol. 59, no. 6, pp. 2465–2473, Jun. 2011.

S.A. Gorbunov, A.V. Motorin (ITMO University, St.Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, JSC, St.Petersburg), **M.A. Borisova** (ITMO University, JSC, St.Petersburg). **Comparison of Dynamic Regressor Extension and Mixing parameter algorithm and optimal filtering algorithm the problem of estimating parameters of a harmonic signal.**

The problem of identifying unknown non-stationary parameters of a sinusoidal signal in the presence of measurement errors is considered. Four algorithms for identifying unknown parameters – displacement, amplitude, and phase-are compared. A numerical example is given for which the actual root-mean-square errors of parameter estimation for all algorithms are calculated.

УДК 681.5.015

В. В. БЕСПАЛОВ, А. В. КАЛИН
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОЦЕНИВАНИЕ МАГНИТНОГО ПОТОКА ДЛЯ СИСТЕМЫ МАГНИТНОЙ ЛЕВИТАЦИИ С ДВУМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ

Рассматривается задача оценивания магнитного потока системы магнитной левитации при наличии смещений в измеряемых сигналах сил токов и напряжений обмоток электромагнитов. На основе динамической модели системы осуществляется построение линейной регрессии. Полученное алгебраическое соотношение используется для синтеза наблюдателя магнитного потока, робастного к смещениям в измеряемых сигналах.

Введение. Технология магнитной левитации применяется во многих областях таких как: магнитные подшипники, виброизоляция, двигатели и насосы без подшипников, микроэлектромеханические системы и высокоскоростные железнодорожные перевозки [1]. Такая технология устраняет механический контакт между движущимися и неподвижными частями в системе. Дополнительным преимуществом является возможность активного изменения положения левитируемого объекта и изменения жесткости системы левитации. Поскольку системы магнитной левитации по своей природе неустойчивы, управление положением левитируемого объекта имеет первостепенное значение [2], но не всегда размещение датчика возможно в силу конструктивных или экономических ограничений. Для решения этой проблемы можно использовать альтернативное решение в виде бездатчикового управления, для реализации которого необходимо на основе измеряемых сигналов сил токов и напряжений оценить переменные состояния системы [3].

Настоящая работа посвящена задаче по бездатчиковому оцениванию магнитного потока в катушке электромагнита по измеряемым с некоторым неизвестным постоянным смещением силам тока и напряжения.

Постановка задачи. Уравнение движения исследуемой системы магнитной левитации (Рис. 1) в порт-Гамильтоновой форме имеет следующий вид [4]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_1 \\ \dot{\lambda}_2 \\ \dot{q} \\ \dot{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{R}{Nc_1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{R}{Nc_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D \\ 0 & 0 & -D & 0 \end{bmatrix} \nabla H(\lambda, q, p) + \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

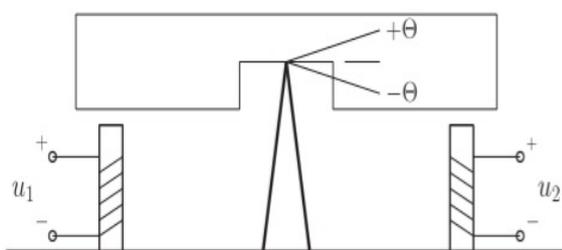


Рис. 1. Система магнитной левитации, u_{12} – напряжения, прилагаемые к катушкам, $\pm\theta$ – углы поворота объекта управления.

где $\lambda = [\lambda_1, \lambda_2]^T \in \mathbb{R}^2$ – магнитный поток катушек, $u = [u_1, u_2]^T \in \mathbb{R}^2$ – управляющие напряжения, приложенные к катушкам Рис. 1 [5]; $R \in \mathbb{R}^1$ – сопротивление катушек, $N \in \mathbb{R}^1$ – количество витков катушки в каждом приводе, $c_1 \in \mathbb{R}^1$ и $c_2 \in \mathbb{R}^1$ – известные положительные параметры системы; $\theta \in \mathbb{R}^1$ – угол поворота объекта управления, $D \in \mathbb{R}^1$ – расстояние от точки опоры до края объекта управления систе-

мы магнитной левитации, $q \in \mathbf{R}^1$ – вертикальное смещение края объекта управления над катушкой относительно положения равновесия, $p \in \mathbf{R}^1$ – импульс системы, $\nabla H(\lambda, q, p)$ – градиент функции полной энергии системы, определяемой в виде:

$$H(\lambda, q, p) = \frac{1}{2} \lambda^T L^{-1}(q) \lambda + \frac{1}{2J} p^2, \quad (2)$$

$$L(q) = \begin{bmatrix} \frac{k_1}{g-q} & 0 \\ 0 & \frac{k_2}{g+q} \end{bmatrix}.$$

где $k_1, k_2 \in \mathbf{R}^1$ – параметры системы, $J \in \mathbf{R}^1$ – момент инерции объекта управления магнитной левитационной системы, $g \in \mathbf{R}^1$ – расстояние, от конца катушки до объекта управления системы магнитной левитации (номинальный воздушный зазор), находящегося в положении равновесия.

Измерению также доступны токи, протекающие в катушках $i = [i_1, i_2]^T \in \mathbf{R}^2$, так что:

$$i = L(q)^{-1} \lambda.$$

Существенной деталью рассматриваемой задачи является то, что измеряемые сигналы сил токов и задаваемые сигналы напряжений содержат неизвестные постоянные смещения, которые могут влиять на получаемую оценку величины магнитного потока:

$$i_m = i + \delta_i, \quad u_m = u + \delta_u, \quad (3)$$

где i_m и u_m – силы токов и напряжений в обмотках электромагнитов, δ_i и δ_u – смещения.

Цель настоящей работы – синтез робастного наблюдателя магнитного потока для системы магнитной левитации на основе метода, описанного в [6], работающего в режиме онлайн и обеспечивающего глобальную сходимость ошибки оценивания к нулю при отсутствии помех измерения:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\hat{\lambda}(t) - \lambda(t)| = 0, \quad (4)$$

где $\hat{\lambda}(t)$ – оценка магнитного потока. При наличии смещений в измеряемых сигналах силы тока и напряжения должна обеспечиваться ограниченность ошибки оценивания.

Робастный наблюдатель. Первым шагом в решении задачи по оцениванию магнитного потока исследуемой системы стало то, что в работе [6] была показана квадратичная алгебраическая связь между неизвестными сигналами магнитного потока и измеренными сигналами напряжений и сил токов, которые не зависят от координат объекта управления:

$$0 = 2g\lambda_1\lambda_2 - k_1i_1\lambda_2 - k_2i_2\lambda_1. \quad (5)$$

На основе выражения (5) и системы линейных фильтров:

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_1 &= -v\xi_1 + \nu y_m \\ \dot{\xi}_2 &= -v\xi_2 + 2\nu Q_1 y_m - v^2 y_a \\ \dot{\xi}_3 &= -v\xi_3 + \xi_2 + 2Q_1 y_m \\ \dot{\xi}_4 &= -v\xi_4 + y_m^T \xi_2 \\ \dot{\xi}_5 &= -v\xi_5 + v\xi_3 - \xi_2 \\ \dot{\xi}_6 &= -v\xi_6 + v\xi_1 \\ \dot{\xi}_7 &= -v\xi_7 + v\xi_4 + y_m^T [v\xi_3 - \xi_2], \end{aligned}$$

строится регрессионная модель объекта управления (1):

$$y = \Phi_{\lambda}^T \lambda + \Phi_{\Theta}^T \Theta + \varepsilon_t, \quad (6)$$

где:

$$y = \xi_4 - \xi_7, \quad y_m = -Ri_m + u_m,$$

$$Q_1 = \begin{bmatrix} 0 & g \\ g & 0 \end{bmatrix}, \quad y_a = \begin{bmatrix} 0 & -k_2 \\ -k_1 & 0 \end{bmatrix} i_m,$$

$$\Phi_{\lambda} = 2\xi_2 + y_a - \nu\xi_4, \quad \Phi_{\Theta} = \begin{bmatrix} 2\xi_5 \\ \xi_1 - \xi_6 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$\xi_{4,7} \in R^1, \xi_{1,2,3,5,6} \in R^2$ фильтрованные измерения сигналов сил токов и напряжений с постоянным параметром в фильтрах $\nu > 0$, Θ – вектор, содержащий неизвестные величины смещений в измерениях сил токов и напряжений, ε_t – экспоненциально затухающая функция времени, зависящая от начальных условий.

На основе полученной регрессионной модели (6), строится робастный по отношению к смещениям в измеряемых сигнала силы тока и напряжения наблюдатель магнитного потока по методу, описанному в [6]:

$$\hat{\lambda} = -Ri_m + Bu_m + \Gamma_r \Phi_{\lambda} [y - \Phi_{\lambda}^T \hat{\lambda}], \quad (7)$$

где Γ_r – положительно определённая матрица настройки.

При выполнении условия не исчезающего возбуждения [7, с. 15] для регрессора в модели (6), по Лемме 1 из [8] можно показать, что существуют положительные величины m_r , ρ_r и l , такие что

$$|\hat{\lambda}(t) - \lambda(t)| = |\tilde{\lambda}(t)| \leq m_r e^{-\rho_r t} |\tilde{\lambda}(0)| + l, \forall t \geq 0, \quad (8)$$

где $l \leq \kappa \sqrt{\delta_i^2 + \delta_u^2 + \delta_i^4 + \delta_u^4}$ с константой $\kappa > 0$, независимой от значений смещений сигналов сил токов и напряжений. Из выражения (8) следует, что ошибка оценивания магнитного потока сходится к нулю при отсутствии помех измерения и ограничена при наличии смещений в измеряемых сигналах, что подтверждает робастные свойства синтезированного наблюдателя.

Результаты моделирования. Для иллюстрации работоспособности наблюдателя (7) был проведено моделирование в среде MATLAB Simulink. Управляющее напряжение вырабатывалось контроллером, описанным в работе [9]. Параметры модели системы магнитной левитации $J = 9.67 * 10^{-2} \text{ кг/м}^2$, $k_1 = k_2 = 2.2 * 10^{-8}$, $R = 1.6 \text{ Ом}$, $N = 321$, $c_1 = c_2 = 293.5$, $g = 3.3 * 10^{-4} \text{ м}$, $D = 0.145 \text{ м}$. В середине моделирования происходило переключение значений смещения сигналов сил токов и напряжений. Значения смещений были следующими:

$$\delta_i = \begin{cases} [-0.003 & 0.0025]^T, 0 \leq t \leq 50, \\ [-0.003 & 0.0025]^T, t \geq 50, \end{cases} \quad \delta_u = \begin{cases} [0 & 0]^T, 0 \leq t \leq 50, \\ [0.002 & 0.0002]^T, t \geq 50. \end{cases} \quad (9)$$

На Рис 2. изображены графики сигналов ошибки оценивания магнитного потока для каждой из катушек. Графики демонстрируют, что эти сигналы остаются ограниченными, что иллюстрирует робастные свойства алгоритма (7) по отношению к смещениям в измеряемых сигналах. Скачок в центре вызван изменением на 50 секунде значений этих смещений (9). Видно, что погрешность, как и угол отклонения платформы будет колебаться, что обусловлено примене-

нием контроллера из [9]. Однако основная задача настоящей работы – оценка магнитного потока выполняется.

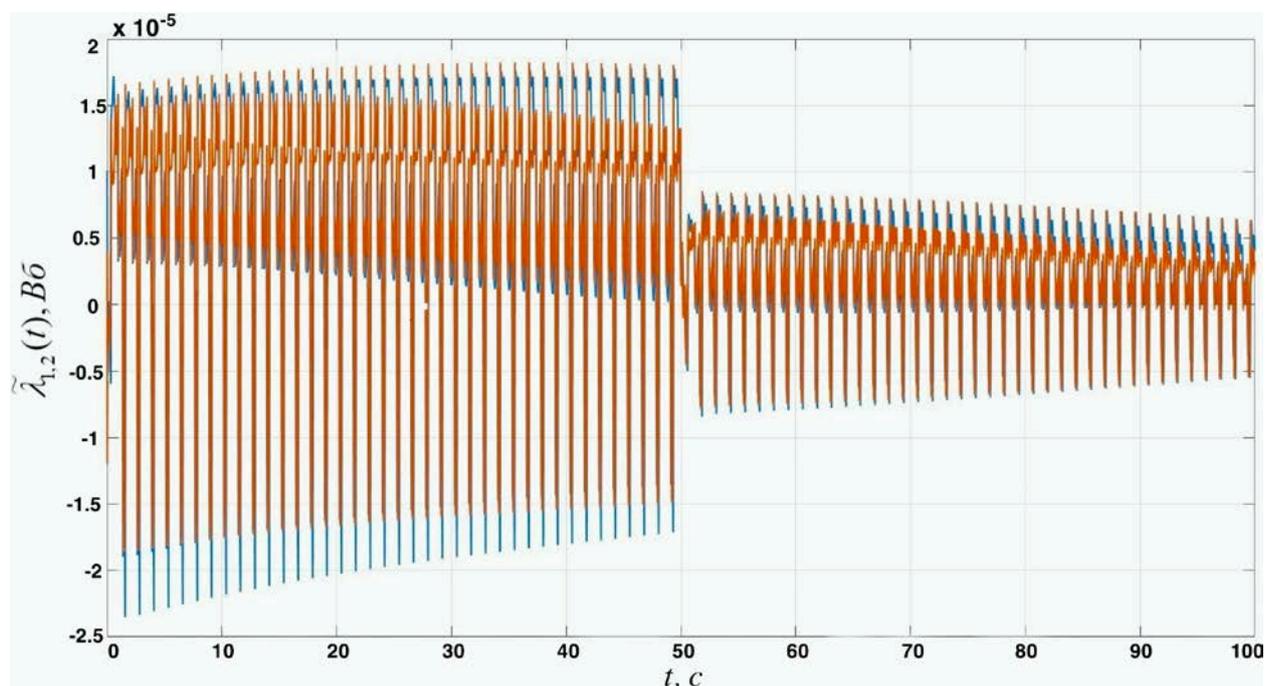


Рис. 2. Ошибка оценивания магнитного потока для двух катушек

Заключение. Алгоритм оценивания магнитного потока для системы магнитной левитации с двумя степенями свободы обеспечивает асимптотическую сходимость ошибки оценивания к нулю при отсутствии помех измерения. При наличии смещений в измеряемых сигналах величина ошибки ограничена и зависит от величины этих смещений и от матрицы настройки Γ_r .

ЛИТЕРАТУРА

1. Long Zhiqiang. On Maglev train automatic operation control system based on Auto-Disturbance-Rejection control algorithm. The 27th Chinese Control Conference, CCC. 2008. P. 681-685.
2. Meisel, J. Principles of electromechanical energy conversion. FL: KriegerPubCo. 1984.
3. Schweitzer, G., & Maslen, E. Magnetic bearings: Theory, design and application to rotating machinery. Heidelberg: SpringerVerlag. 2009.
4. Knospe, C. The nonlinear control benchmark experiment. American Control Conference. 2000. Vol 3. P. 2134-2138.
5. H. Rodriguez. A Novel Passivity-Based Controller for an Active Magnetic Bearing Benchmark Experiment. Proceedings of the American Control Conference. 2000. Vol.3 P. 2144 - 2148.
6. A. Pyrkin, A. Vedyakov. A robust adaptive flux observer for a class of electromechanical systems. International Journal of Control. 2018. P. 1619-1629.
7. Sastry, S., & Bodson, M. Adaptive control: Stability, convergence and robustness. London: Prentice-Hall. 1989.
8. Efimov, D., & Fradkov, A. Design of impulsive adaptive observers for improvement of persistency of excitation. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing. 2015. P. 765-782.
9. Rodriguez et al. A novel passivity based controller for an active magnetic bearing benchmark experiment. Proceedings of the American Control Conference. 2000. Vol.3. P. 2144 - 2148

V. V. Bepalov, A. V. Kalin (ITMO University, St.Petersburg). **Magnetic flux evaluation for a magnetic levitation system with two degrees of freedom**

The magnetic flux estimation problem for the magnetic levitation system using biased measurements of the currents and voltages is considered. The linear regression is obtained from the dynamic model of the system. This algebraic relation is used to construct a magnetic flux observer. The observer is robust to biases in the measured signals.

УДК 681.5.015

В. А. АНТИПОВ, Д. А. ЧЕРГИНЕЦ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АДАПТИВНОЕ ОЦЕНИВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ИНСТРУМЕНТА РОБОТА-МАНИПУЛЯТОРА

Предложен алгоритм оценки динамических параметров рабочего инструмента шестизвенного артикулированного манипулятора. Для решения задачи оценивания использована расширенная динамическая модель манипулятора в регрессионном виде. С целью уменьшения среднеквадратического отклонения ошибки оценивания моментов в сочленениях производится минимизация числа обусловленности регрессора при движении по идентификационной траектории, заданной в виде суммы исходной траектории и мультисинусоидального сигнала. Оценивание выполняется рекуррентным методом наименьших квадратов.

Введение. Большое значение в промышленности имеют задачи, требующие управления с обратной связью по силе и моменту [1]. Выполнение таких технологических операций роботоманипулятором производится с использованием определенного инструмента, детали или устройства, параметры динамической модели которых могут быть не известны. В работе предложен адаптивный алгоритм оценивания параметров рабочего инструмента, закрепленного на шестизвенном артикулированном манипуляторе [7], применительно к задачам бездатчикового силомоментного управления, в котором в первую очередь ставится задача минимизации ошибки оценивания моментов в сочленениях. Модель инструмента включает в себя массу инструмента, тензор инерции и комбинацию произведений массы на компоненты вектора центра масс.

Целью работы является разработка и реализация алгоритма оценивания параметров динамической модели рабочего инструмента со среднеквадратическим отклонением ошибки оценивания моментов в сочленениях не более 5 Нм.

Модель манипулятора с рабочим инструментом. Для оценивания моментов в сочленениях, вызванных нагрузкой, необходимо оценить параметры рабочего инструмента. Динамическая модель манипулятора представляется в регрессионной форме:

$$\tau_m = \varphi^T(t)\Theta, \quad (1)$$

где τ_m – рассчитываемые моменты в сочленениях манипулятора без нагрузки; $\varphi^T(t) \in R^{6 \times n}$ – регрессор динамической модели; $\Theta \in R^{n \times 1}$ – вектор известных параметров манипулятора.

Модель инструмента может быть получена из динамической модели манипулятора, так как сам инструмент может рассматриваться как последнее звено. Она представлена в регрессионной форме:

$$\tau_i = \phi^T \zeta, \quad \phi^T = [\varphi_{n-10}^T \quad \varphi_{n-9}^T \quad \dots \quad \varphi_n^T], \quad (2)$$

где $\tau_i \in R^{6 \times 1}$ – вектор моментов на сочленениях, вызванных нагрузкой в виде инструмента; $\phi^T \in R^{6 \times 10}$ – регрессор, соответствующий модели инструмента; φ_i^T – i -ый столбец регрессора манипулятора; $\zeta = [m_i \quad m_i r_{x,i} \quad m_i r_{y,i} \quad m_i r_{z,i} \quad I_{xx,i} \quad I_{xy,i} \quad I_{xz,i} \quad I_{yy,i} \quad I_{yz,i} \quad I_{zz,i}]^T \in R^{10 \times 1}$ – неизвестные параметры рабочего инструмента; m_i – масса инструмента; $m_i r_{x,i}$ – произведение массы на x – компоненту вектора центра масс; $I_{xx,i}$ – соответствующий элемент матрицы тензора инерции. Для модели трения, учитывающей только сухое и вязкое трение, коэффициент сухого трения зависит от скорости в кинематической паре, а коэффициент вязкого трения зависит от свойств смазки в редукторе [2]. Ввиду этого регрессор динамической

модели инструмента можно расширить, включив неучтенную составляющую силы трения, зависящую от параметров нагрузки [3]:

$$\tau_f = F_s \cdot \text{sign}(\dot{q}) + k_v \dot{q} + \tau_{off}, \quad \tau_{i,f} = \tau_f + \tau_i \quad (3)$$

где $\dot{q} \in R^{6 \times 1}$ – вектор скоростей в сочленениях, $F_s, k_v \in R^{6 \times 6}$ – диагональные матрицы параметров сухого и вязкого моментов трения; $\tau_{off} \in R^{6 \times 1}$ – коэффициент, учитывающий асимметричность силы трения.

В результате, при известном Θ модель манипулятора с установленным инструментом описывается уравнением:

$$\hat{\tau}_{i,m} = \tau_m + \tau_{i,f} = \varphi^T(t) \Theta + \psi^T \hat{\xi}, \quad (4)$$

где $\psi^T \in R^{6 \times 28}$ – расширенный регрессор, $\hat{\xi} = [\zeta^T \quad F_{s,1} \quad k_{v,1} \quad \tau_{off,1} \quad \dots \quad F_{s,6} \quad k_{v,6} \quad \tau_{off,6}]^T$ – расширенный вектор оцениваемых параметров.

Выбор задающего воздействия. Оценивание параметров рабочего инструмента подразумевается в момент выполнения задачи перемещения манипулятора из точки в точку. В общем случае исходная траектория $q_i^*(t)$ не обеспечивает наблюдаемости всех оцениваемых параметров. Для решения данной проблемы в качестве идентификационной траектории выбирается сумма исходной траектории и мультисинусоидального сигнала [4]:

$$q_i = q_i^*(t) + \sum_{k=1}^{n_{i,f}} [a_{i,k} \sin(k \cdot \omega_0 t) + b_{i,k} \cos(k \cdot \omega_0 t)], \quad (5)$$

где $q_i^*(t)$ – исходная траектория движения i -го звена; $a_{i,k}, b_{i,k}$ – коэффициенты мультисинусоидального сигнала; ω_0 – половина частоты дискретизации управляющего сигнала.

Для нахождения коэффициентов $a_{i,k}, b_{i,k}$ решается задача оптимизации с помощью алгоритма последовательного квадратичного программирования (SQP) [5]:

$$\min_{a,b \in \Omega} J(a,b) = \sum_{j=1}^m [x_j^T Q x_j + \gamma \cdot \text{cond}(\psi_j^T)], \quad (6)$$

где $x = q^* - q(a,b) \in R^{6 \times 1}$ – вектор отклонений от исходной траектории; $Q, \gamma \in R^{6 \times 6}$ – весовые матрицы, m – число точек в исходной траектории. Выбранный критерий обеспечивает хорошую обусловленность регрессора ψ_j^T и минимальное отклонение от исходной траектории. Минимизация числа обусловленности регрессора увеличивает устойчивость оценки и гарантирует ее состоятельность [6]. Компонента суммы $x_j^T Q x_j$ позволяет минимизировать максимальное отклонение движения от исходной траектории.

Алгоритм оценивания параметров рабочего инструмента. В качестве алгоритма оценивания используется рекуррентный метод наименьших квадратов:

$$\hat{\xi}_b = \hat{\xi}_{b-1} - \Gamma_b \psi_b (\psi_b^T \hat{\xi}_{b-1} - \tau_{i,b}), \quad \hat{\xi}_0 = 0, \quad \Gamma_b = \Gamma_{b-1} - \Gamma_{b-1} \psi_b (I + \psi_b^T \Gamma_{b-1} \psi_b)^{-1} \psi_b^T \Gamma_{b-1}, \quad \Gamma_0 = \gamma^{-1} I, \quad (7)$$

где b – номер итерации оценивания. Завершение процедуры оценивания происходит тогда, когда оценка моментов выполняется с заданной точностью ε :

$$|\psi_b^T \hat{\xi}_b - \tau_{i,b}| \leq \varepsilon. \quad (8)$$

где $\tau_{i,b} = \tau_b - \tau_{m,b}$ – разница между измеренным моментом на сочленениях и рассчитанным моментом без нагрузки (1).

Экспериментальные результаты. Алгоритм протестирован на манипуляторе UR5e (Universal Robotics) [7] с оцененной динамической моделью. В качестве нагрузки на последнем звене был установлен инструмент массой 2.1 кг. Во время движения манипулятора происходило оценивание параметров инструмента и затем моментов в сочленениях. В результате эксперимента на основе полученных измерений моментов τ_i и оценки моментов $\hat{\tau}_{i,mi}$ в сочленениях были получены следующие среднеквадратичные отклонения ошибки оценивания моментов на сочленениях: $\sigma(\bar{\tau}_{i,m1})=0.16$ Нм, $\sigma(\bar{\tau}_{i,m2})=3.85$ Нм, $\sigma(\bar{\tau}_{i,m3})=1.07$ Нм, $\sigma(\bar{\tau}_{i,m4})=0.61$ Нм, $\sigma(\bar{\tau}_{i,m5})=0.05$ Нм, $\sigma(\bar{\tau}_{i,m6})=1.01$ Нм. Результаты представлены на рис. 1.

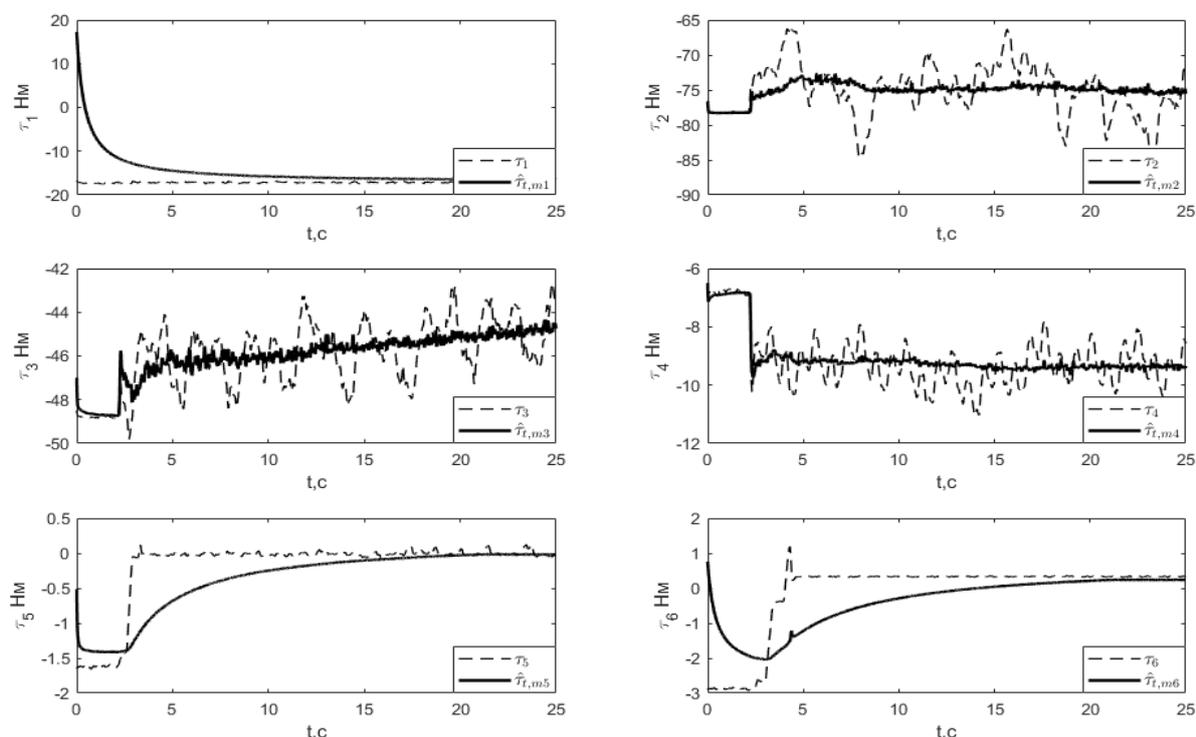


Рис 1. Измеренные (τ_i) и оцененные ($\hat{\tau}_{i,mi}$) моменты на сочленениях в процессе идентификации параметров рабочего инструмента

Заключение. Предложен алгоритм адаптивного оценивания параметров динамической модели рабочего инструмента. Алгоритм реализован и протестирован на манипуляторе UR5e. На заданной траектории среднеквадратическое отклонение ошибки оценки моментов не превышает 5 Нм.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Winkler and J. Suchý** Robot force/torque control in assembly tasks. 7th IFAC Conference on Manufacturing Modeling Management and Control. 2013. Vol. 46. № 9. P. 796–801.
2. **Ahn H.S., and Chen Y.** Time Periodical Adaptive Friction Compensation. 2004 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Shenyang. 2004. P. 362–367.
3. **Liley M., Gourdon D., Stamou D.** Friction Anisotropy and asymmetry of a compliant monolayer induced by a small molecular tilt. Science. 1998. Vol. 280, № 5361. P. 273–275.
4. **Колюбин С.А.** Динамика робототехнических систем. Учебное пособие. СПб.: Университет ИТМО, 2017. 117 с.
5. **K. Albee, M. Ekal, R. Ventura, and R. Linares** Combining parameter identification and trajectory optimization: Real-time planning for information gain. Conference: ASTRA 2019. Noordwijk. the Netherlands. 2019. July.
6. **M. Gautier, W. Khalil** Exciting trajectories for the identification of base inertial parameters of robots. Proceedings of the 30th IEEE Conference on Decision and Control. Brighton. UK. 1991. Vol. 1. P. 494–499.

7. **N. Kovincic, A. Müller, H. Gattringer** Dynamic parameter identification of the universal robots UR5. Proceedings of the ARW & OAGM Workshop. Steyr. Austrian. 2019. May. P. 44–53.

V.A. Antipov, D.A. Cherginets (ITMO University, St. Petersburg). **Adaptive identification of parameters of the tool of manipulator**

To identify the dynamic parameters of the working tool, a linear regression model of the tool is built based on the extended model of the manipulator. To improve the quality of estimation, the identification trajectory specified as a sum of the initial trajectory and the partial sum of the Fourier series is optimized. The recursive least squares method is used as the estimation algorithm.

УДК 681.51

М. М. СИНЕТОВА, А. А. ВЕДЯКОВ
(Национальный исследовательский университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АДАПТИВНЫЙ НАБЛЮДАТЕЛЬ ПОТОКА И ПОЛОЖЕНИЯ ДЛЯ СИНХРОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Предложен новый наблюдатель полного магнитного потока и углового положения для явнополюсного синхронного двигателя по измерениям силы тока и напряжения обмоток статора. У таких двигателей индуктивность зависит от положения ротора, что существенно усложняет синтез алгоритмов оценивания переменных состояния по сравнению с неявнополюсным случаем. Синтезированный наблюдатель обеспечивает асимптотическую сходимости ошибки оценивания к нулю. Методом численного моделирования проведено сравнение работы с ближайшим аналогом и показано, что предложенный метод отличается повышенным быстродействием.

Введение. Синхронные двигатели с постоянными магнитами (СДПМ) получили широкое применение в индустриальной технике, в бытовых приборах, в качестве двигателей для кораблей и гибридных электромобилей, в том числе благодаря тому, что стоимость материалов для изготовления постоянных магнитов снижается [1]. Известно, что синхронные двигатели с внутренней установкой постоянных магнитов являются явнополюсными. В этом случае индуктивность является функцией электрического угла между фазами и осью ротора [1, 2].

В ряде случаев установка датчиков скорости и положения существенно повышает стоимость электропривода. Установка датчиков может быть затруднительна или невозможна в связи с конструктивными особенностями [3]. В работе [3] представлен обзор методов бессенсорного управления при отсутствии прямого измерения регулируемой переменной. Для оценивания неизменяемых переменных синтезируют наблюдатель, например, в [4] предложен наблюдатель Люенбергера, а в работах [2] и [5] рассмотрен наблюдатель на основе градиентного метода, модифицированный градиентный подход описан в [6]. Задача бессенсорного управления рассматривается также в [7, 8], где механические переменные двигателя восстанавливаются на основе информации о полном магнитном потоке. Положение ротора синхронного двигателя может быть восстановлено по измерениям силы тока в обмотках статора и оценки величины полного магнитного потока. Предлагаемый доклад посвящен построению наблюдателя полного магнитного потока и углового положения ротора для явнополюсного СДПМ.

Постановка задачи. Рассмотрим двухфазную модель СДПМ [1] в системе координат $\alpha\beta$, связанную со статором:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}(t) &= v(t) - Ri(t), \\ i(t) &= L^{-1}(\theta(t))[\lambda(t) - \psi_m c(\theta(t))], \end{aligned} \quad (1)$$

где $\lambda(t) \in \mathbb{R}^2$ – полный магнитный поток, $i(t) \in \mathbb{R}^2$ и $v(t) \in \mathbb{R}^2$ – сила тока и напряжение обмоток статора, $R > 0$ – сопротивление обмоток статора, I_2 – единичная матрица, ψ_m – магнитный поток от постоянных магнитов ротора, $\theta(t) \in \mathbb{S} := [0, 2\pi]$ – угловое положение ротора, $L(\theta(t)) = L_1 I_2 + L_2 Q(2\theta(t))$, L_1 и L_2 – усредненная индуктивность обмоток статора и разность индуктивностей по продольной и поперечной осям. Матрицы $Q(2\theta(t))$ и $c(\theta(t))$ определены следующим образом:

$$Q(2\theta(t)) = \begin{bmatrix} \cos(2n_p\theta(t)) & \sin(2n_p\theta(t)) \\ \sin(2n_p\theta(t)) & -\cos(2n_p\theta(t)) \end{bmatrix}, \quad c(\theta(t)) := \begin{bmatrix} \cos(n_p\theta(t)) \\ \sin(n_p\theta(t)) \end{bmatrix},$$

где $n_p \in \mathbb{N}$ – число пар полюсов.

Предполагается, что для измерения доступны только сила тока $i(t)$ и напряжение $v(t)$, а все электрические параметры (R, L_1, L_2, ψ_m) точно известны. Необходимо синтезировать наблюда-

тель, использующий только измерения силы тока и напряжения, который позволяет получить оценки полного магнитного потока $\lambda(t)$ и углового положения ротора $\theta(t)$, удовлетворяющие условиям:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\lambda(t) - \hat{\lambda}(t)| = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} |\theta(t) - \hat{\theta}(t)| = 0. \quad (2)$$

Построение наблюдателя. Рассмотрим вспомогательную переменную $x(t)$, описывающую магнитный поток ротора:

$$x(t) := \lambda(t) - L_q i(t),$$

и функцию времени $d(t) \in \mathbb{R}^1$:

$$d(t) := \psi_m \frac{\alpha p}{p+\alpha} x^\top(t) \mathcal{C}(\theta(t)), \quad (3)$$

где $p = \frac{d}{dt}$ – оператор дифференцирования.

С помощью следующей леммы исходная задача построения наблюдателя для нелинейной системы может быть сведена к линейной.

Лемма. Модель явнополюсного СДПМ (1) может быть приведена к линейному регрессорному виду [9]:

$$y(t) = \Phi^\top(t)x(t) + d(t) + \epsilon_t, \quad (4)$$

в котором доступные для измерения переменные $y \in \mathbb{R}^1$ и $\Phi \in \mathbb{R}^2$ рассчитываются следующим образом:

$$\begin{aligned} y(t) := & (2R - \alpha L_0)\phi_3(t) - 2\phi_4(t) + 2L_q\dot{\phi}_3(t) - L_q(L_q + L_0)\phi_5(t) \\ & - \frac{2L_q}{\alpha} \left(\phi_1^\top(t)\dot{\phi}_2(t) - \dot{\phi}_1^\top(t)\phi_2(t) + \frac{L_q}{2}\dot{\phi}_1^\top(t)\dot{\phi}_1(t) \right) + L_0L_q\phi_1^\top(t)\dot{\phi}_1(t), \\ \Phi(t) := & \alpha L_0 i(t) + (2R - \alpha L_0)\phi_1(t) - 2\phi_2(t) + 2L_q\dot{\phi}_1(t), \end{aligned} \quad (5)$$

здесь $\alpha > 0$ – параметр настройки,

$$\begin{aligned} \phi_1(t) := & \frac{\alpha}{p+\alpha} i(t), \quad \phi_2(t) := \frac{\alpha}{p+\alpha} v(t), \\ \phi_3(t) := & \frac{1}{p+\alpha} \left[(v(t) - Ri(t))^\top \phi_1(t) \right], \quad \phi_4(t) := \frac{1}{p+\alpha} \left[(v(t) - Ri(t))^\top \phi_2(t) \right], \\ \phi_5(t) := & \frac{1}{p+\alpha} \left[\dot{\phi}_1^\top(t)\dot{\phi}_1(t) \right]. \end{aligned} \quad (6)$$

Заметим, что сигналы $\dot{\phi}_j(t) = p\phi_j(t)$, $j = \overline{1,5}$ также доступны для измерения.

Доказательство леммы строится на выводе регрессионной модели явнополюсного СДПМ (4) на основе соотношения для полного магнитного потока:

$$\mathcal{C}^\top(\theta)x = L_0 i^\top \mathcal{C}(\theta) + \psi_m. \quad (7)$$

После возведения левой и правой части выражения (7) в квадрат, получим

$$x^\top x - L_0 i^\top x - \psi_m |x| s_\lambda = 0,$$

где $s_\lambda = \text{sign}(L_0 i^\top \mathcal{C}(\theta) + \psi_m)$. Далее применяя фильтр $\frac{\alpha}{p+\alpha}$ и лемму о расширенной ошибке [10], после ряда преобразований можно получить выражение (4).

Утверждение. Рассмотрим параметризованную динамическую модель явнополюсного СДПМ (4)–(5). Для наблюдателя полного магнитного потока и положения:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\lambda}}(t) = & v(t) - Ri(t) + \gamma \Phi(t) \left(y(t) - \Phi^\top(t)\hat{x}(t) - \psi_m \frac{\alpha p}{p+\alpha} \hat{x}^\top(t) \mathcal{C}(\hat{\theta}(t)) \right), \\ \hat{\theta}(t) = & \frac{1}{n_p} \arctan \left(\frac{\hat{x}_2(t)}{\hat{x}_1(t)} \right), \end{aligned} \quad (8)$$

$$\hat{x}(t) = \hat{\lambda}(t) - L_q i(t),$$

можно показать, что существуют $\alpha_{\max} > 0$ и $\gamma_{\max} > 0$, такие что для всех $\alpha \leq \alpha_{\max}$ и $\gamma \leq \gamma_{\max}$ выполняется целевое условие (2).

Доказательство утверждения основано на анализе устойчивости динамической модели ошибки с помощью метода функций Ляпунова.

Результаты численного моделирования. Рассмотрим численный пример для подтверждения эффективности предложенного наблюдателя (8) и сравнения с ближайшим аналогом [9]. Моделирование проводилось с тремя наборами параметров: 1) $\alpha_1 = 10, \gamma_1 = 20$, 2) $\alpha_2 = 20, \gamma_2 = 25$, 3) $\alpha_3 = 30, \gamma_3 = 30$ и входным напряжением $v = [\sin t \quad \cos t]^T$. На рисунках 1 и 2 представлены результаты моделирования для наблюдателя из [9] и наблюдателя (7). Из рисунков видно, что предложенный наблюдатель (8) превосходит аналог по быстродействию.

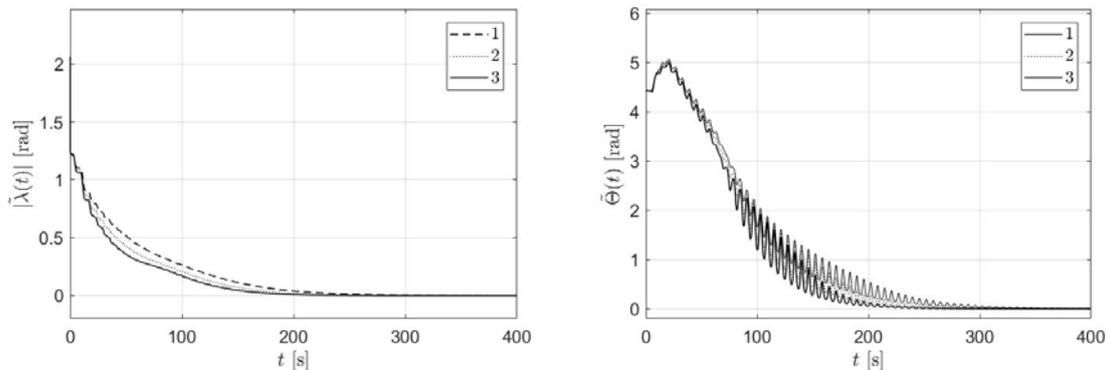


Рис. 1. Ошибка оценивания общего магнитного потока и углового положения ротора с помощью наблюдателя, предложенного в [9] при следующих параметрах: 1) $\alpha_1 = 30, \gamma_1 = 20$, 2) $\alpha_2 = 100, \gamma_2 = 25$, 3) $\alpha_3 = 200, \gamma_3 = 30$

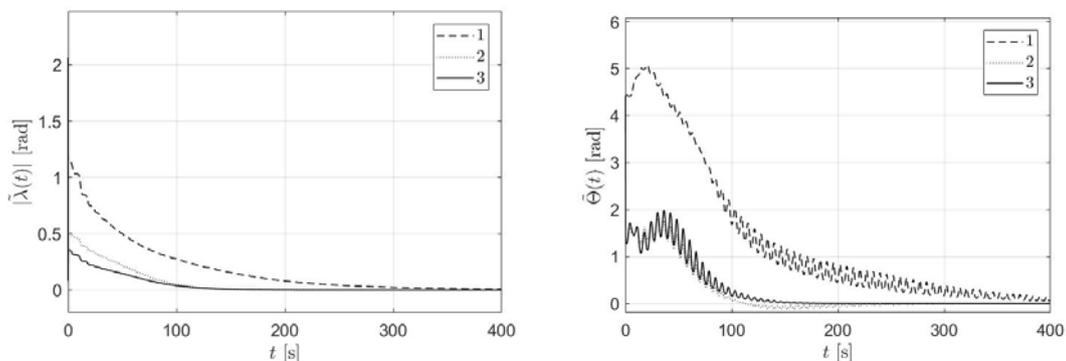


Рис. 2. Ошибка оценивания общего магнитного потока и углового положения ротора с помощью наблюдателя (7) при следующих параметрах: 1) $\alpha_1 = 30, \gamma_1 = 20$, 2) $\alpha_2 = 100, \gamma_2 = 25$, 3) $\alpha_3 = 200, \gamma_3 = 30$

Заключение. Предложен новый наблюдатель полного магнитного потока и углового положения ротора для явнополюсного СДПМ, который обеспечивает асимптотическую сходимость ошибок оценки к нулю. В отличие от наблюдателя, предложенного в [9], новый наблюдатель обладает повышенным быстродействием.

ЛИТЕРАТУРА

1. K. Nam. AC motor control and electrical vehicle applications. CRC press, 2010.
2. 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, 19: 601 - 614, 2011.
3. P.P. Acarnley and J. F. Watson. Review of position sensorless operation of brushless permanent-magnet machines. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 53: 352 - 362, 2006.
4. F. Poulain, L. Praly, and R. Ortega. An observer for permanent magnet synchronous motors with currents and voltages as only measurements. Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control, 5390 - 5395, 2009.

5. J. Lee, J. Hong, K. Nam, R. Ortega, L. Praly, and A. Astolfi. Sensorless control of surface-mount permanent magnet synchronous motors based on a nonlinear observer. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 25:290 - 297, 2010.
6. J. Malaiz, L. Praly, and N. Henwood. Globally convergent nonlinear observer for the sensorless control of surface-mount permanent magnet synchronous machines. *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, 5900 - 5905, 2012.
7. A.A. Bobtsov, A. A. Pyrkin, R. Ortega, S. N. Vukosavic, A. M. Stankovic, and E. V. Panteley. A robust globally convergent position observer for the permanent magnet synchronous motor. *Automatica*, 61:47 - 54, 2015.
8. R. Marino, P. Tomei, and C. Verrelli. *Induction Motor Control Design*. Springer-Verlag, 2010.
9. R. Ortega and B. Yi and K. Nam and J. Choi. A globally exponentially stable position observer for interior permanent magnet synchronous motors. *CoRR*, 2019, URL <http://arxiv.org/abs/1905.00833>.
10. S. Sastry and M. Bodson. *Adaptive control: stability, convergence and robustness*. Courier Corporation, 2011.

УДК 681.5.015

В. В. БЕСПАЛОВ, А. В. КАЛИН
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОЦЕНИВАНИЕ МАГНИТНОГО ПОТОКА ДЛЯ СИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОСТОЯННЫМИ МАГНИТАМИ ПРИ НАЛИЧИИ СМЕЩЕНИЯ В ИЗМЕРЯЕМЫХ СИГНАЛАХ

Приводится сравнение работы трёх алгоритмов оценивания магнитного потока синхронного двигателя с постоянными магнитами при наличии смещения в измеряемых сигналах сил токов. В первом случае наблюдатель магнитного потока синтезирован на основе регрессионной модели системы и представления магнитного потока двигателя, как суммы магнитного потока обмоток статора и магнитного потока постоянных магнитов. Смещения в измеряемых сигналах силы тока учитываются и оцениваются для корректировки оценки магнитного потока в наблюдателе. Идея второго алгоритма заключается в получении линейной регрессии, где неизвестной величиной является текущее значение магнитного потока. Полученное значение используется в качестве корректирующего члена при синтезе наблюдателя. Третий алгоритм основан на сведении задачи наблюдения за сигналом к задаче оценивания постоянного параметра магнитного потока в нулевой момент времени.

Введение. Повсеместное распространение синхронных двигателей с постоянными магнитами в таких областях как авиационной технике, автомобильном машиностроении, биомедицинской аппаратуре, бытовой технике привело к росту исследований в области управления двигателями, а также в промышленности, особенно в системах регулирования скорости с большим диапазоном и высоким темпом пусков, остановок и реверса [1]. Одно из самых востребованных направлений является бездатчиковое управление на основе оценок углового положения и угловой скорости ротора двигателя по измеренным сигналам сил токов и напряжений обмоток статора [2].

Настоящая работа посвящена сравнению трёх алгоритмов бездатчикового оценивания магнитного потока при наличии смещения в измеряемых сигналах сил токов.

Постановка задачи. Уравнения движения классического двухполюсного синхронного двигателя с постоянными магнитами описывается имеет следующий вид [3]:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= v - Ri, \\ j\dot{w} &= -fw + \tau_e - \tau_l, \\ \lambda &= Li + \lambda_m \begin{bmatrix} \cos(n_p \Theta) \\ \sin(n_p \Theta) \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\lambda \in R^{2 \times 1}$ – магнитный поток, i – сила тока в обмотках, u – напряжение на обмотках, L – индуктивность обмоток статора, R – сопротивление обмоток статора, j – инерция ротора, Θ – угловое положение ротора, w – механическая угловая скорость, f – коэффициент вязкого трения, τ_e – электромагнитный момент, τ_l – момент нагрузки, n_p – количество пар полюсов, λ_m – магнитный поток от постоянных магнитов.

Цель работы – исследование адаптивных алгоритмов оценивания магнитного потока [4, 5, 7] для синхронного двигателя с постоянными магнитами, при наличии постоянного смещения δ_i в измеряемых сигналах сил тока $i_m = i + \delta_i$. Исследуемые алгоритмы синтезированы на основе измеряемых сигналов сил тока и напряжений обмоток статора синхронного двигателя. Предполагается, что в силу адаптивных свойств алгоритмов [5] и [7], будет получена оценка магнитного потока, без дополнительных модификаций регрессионной модели, которые требовались бы при учёте смещений.

Первый алгоритм оценивания [4]. На основе модели двигателя (1), с помощью леммы о расширенной ошибке [6] и метода динамического расширения и смешивания регрессора (ДРСР) [8] можно построить следующую регрессионную модель исследуемого объекта:

Научный руководитель: к.т.н., доцент Ведяков А.А.

$$Z(t) = M(t) \begin{pmatrix} \lambda(t) + 0.5\eta_{2 \times 1} \\ \eta \end{pmatrix} \quad (2)$$

где $Z(t) \in R^{5 \times 1}$ и $M(t) \in R^{5 \times 5}$ – матрицы известных сигналов, полученные с помощью метода ДРСР, $\eta = [\eta_m \ \eta_m^T \ \eta_m]^T \in R^{3 \times 1}$ – вектор, содержащий неизвестные величины смещений, присутствующие в измеряемом сигнале силы тока: $\eta_m = R\delta_i$. Полученная модель (2) позволяет построить требуемый закон оценивания:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\eta}} &= \gamma_\eta \Delta(Y_\eta - \Delta \hat{\eta}), \\ \hat{\lambda} &= \beta - (L/R)(\hat{\eta}_m + \delta_u), \\ \dot{\hat{\beta}} &= -Ri_m + u_m + \hat{\eta}_m + \gamma_\lambda \Delta(Y_\lambda - \Delta \hat{\beta}), \end{aligned} \quad (3)$$

где $\gamma_\eta, \gamma_\lambda$ – коэффициенты настройки; $\Delta = \det M(t)$, $Y_\eta = \Delta(t)\eta$, $Y_\lambda = \Delta(t)(\lambda(t) + 0.5\eta_1)$ – величины, полученные на основе регрессора, β – вспомогательный сигнал.

Второй алгоритм оценивания [5]. Введём вспомогательное отображение следующего вида:

$$\chi := \lambda_m \begin{bmatrix} \cos(n_p x) \\ \sin(n_p x) \end{bmatrix},$$

Для которого обратное отображение будет иметь вид:

$$x = \frac{1}{n_p} \arctan \frac{\chi_2}{\chi_1}.$$

Из (1) можно получить следующее выражение:

$$\dot{\chi} = u - Ri - L\dot{i}. \quad (4)$$

На основе выражения (5) и фильтра $(\cdot)_f := \frac{\alpha}{p + \alpha} (\cdot)$ с $\alpha > 0$ можно построить регрессионную модель:

$$\begin{aligned} \varphi^T(t, \alpha) \chi &= c(t, \alpha), \\ \varphi(t, \alpha) &= u_f(t, \alpha) - Ri_f(t, \alpha) - L_f(t, \alpha), \\ c(t, \alpha) &= \zeta_f(t, \alpha) - \frac{L}{\alpha} \varphi^T(t, \alpha)_f(t, \alpha) - \frac{L^2}{2\alpha} [\zeta_f(t, \alpha)]^2, \end{aligned} \quad (5)$$

где $\varphi(t, \alpha) \in R^2$, $\chi \in R^2$, а $\zeta(t, \alpha)$:

$$\zeta(t, \alpha) = \frac{1}{\alpha} [u(t) - Ri(t)]^T \varphi(t, \alpha) + \frac{L}{\alpha^2} \left[\bar{u}_f(t, \alpha) + \left(\frac{\alpha L}{2} - R \right)_f(t, \alpha) \right]^T_f(t, \alpha).$$

Следующим шагом применим метод ДРСР к (5), в результате чего можно получить следующее выражение:

$$C(t) = \Phi(t) \chi(t),$$

(6)

где $C(t) = [c(t, \alpha_1) \ c(t, \alpha_2)]^T \in R^{2 \times 1}$ и $\Phi(t) = [\varphi^T(t, \alpha_1) \ \varphi^T(t, \alpha_2)]^T \in R^{2 \times 2}$ – величины, основанные на измеряемых сигналах (7) и системы фильтров при $\alpha_{1,2} > 0$; $\chi(t) \in R^{2 \times 1}$ – вектор неизвестных сигналов.

К (7) можно построить наблюдатель магнитного потока:

$$\dot{\hat{\lambda}} = u - Ri + \gamma_x \Delta [Y_x - (\hat{\lambda} - Li)\Delta] \quad (7)$$

где $\Delta = \det \Phi(t)$ и $Y_x = \text{adj}\{\Phi(t)\} C(t)$ - величины, полученные на основе регрессора (6), а γ_x - коэффициент настройки.

Третий алгоритм оценивания [7]. Первым шагом на основе уравнения движения ОУ можно получить выражение вида:

$$L \frac{di}{dt} = -Ri + n_p w L J i - n_p w J \lambda + v \quad (8)$$

Далее, на основе дополнительных измеряемых сигналов $z_1 = \int_0^\tau u d\tau$, $z_2 = \int_0^\tau i d\tau$ и уравнения (8) можно получить:

$$L \frac{di}{dt} + Ri - n_p L J w i + n_p J (w z_1 - R w z_2) - v = -n_p J w \lambda_0 \quad (9)$$

Вводя фильтр вида $(\cdot)_f := \frac{\alpha}{p + \alpha} (\cdot)$ с $\alpha > 0$ применяя к (9), можем получить линейную регрессионную модель вида:

$$y = \Phi \lambda_0 + \varepsilon(t), \quad (10)$$

где $y \in R^1$, $\Phi = -n_p w_f J$ - известные величины, $\lambda_0 \in R^{2 \times 1}$ - неизвестное начальное значение магнитного потока, $\varepsilon(t)$ - экспоненциально затухающая функция. Наблюдатель магнитного потока будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\lambda}}_0 &= \Gamma \Phi^T (y - \Phi \hat{\lambda}_0), \\ \hat{\lambda} &= \hat{\lambda}_0 + z_1 - R z_2, \end{aligned} \quad (11)$$

где Γ - матрица коэффициентов настройки.

Результаты моделирования. Для иллюстрации свойств работоспособности исследуемых наблюдателей (3), (7), (11) было проведено моделирование в среде MATLAB Simulink. Были заданы аддитивные смещения по силам токов:

$$\delta_i = \begin{bmatrix} 0.4 \\ -0.3 \end{bmatrix} A.$$

На рисунках 1–3 изображены графики ошибок оценивания магнитного потока в двух обмотках для каждого из алгоритмов. Графики демонстрируют, что алгоритм [4] успешно справился с оценкой магнитного потока при наличии смещений в измеряемых сигналах, обеспечил глобальную сходимость ошибки оценивания к нулю, что оправдывает необходимость учёта аддитивных смещений в векторе неизвестных величин.

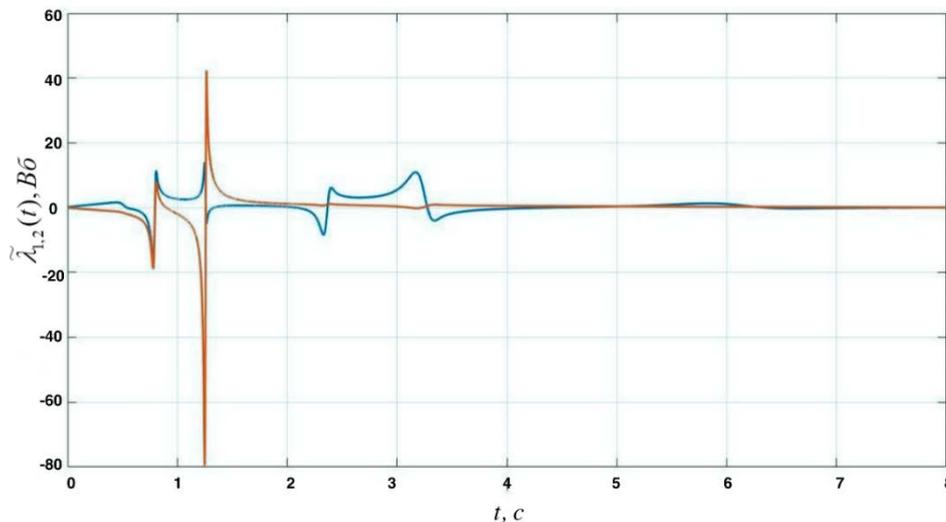


Рис. 1. Ошибка оценивания магнитного потока, полученная алгоритмом [4].

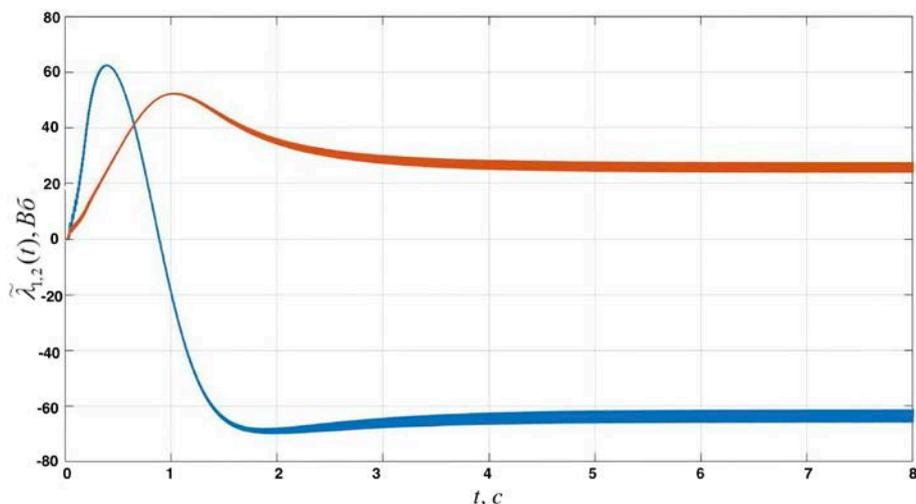


Рис. 2. Ошибка оценивания магнитного потока, полученная алгоритмом [5]

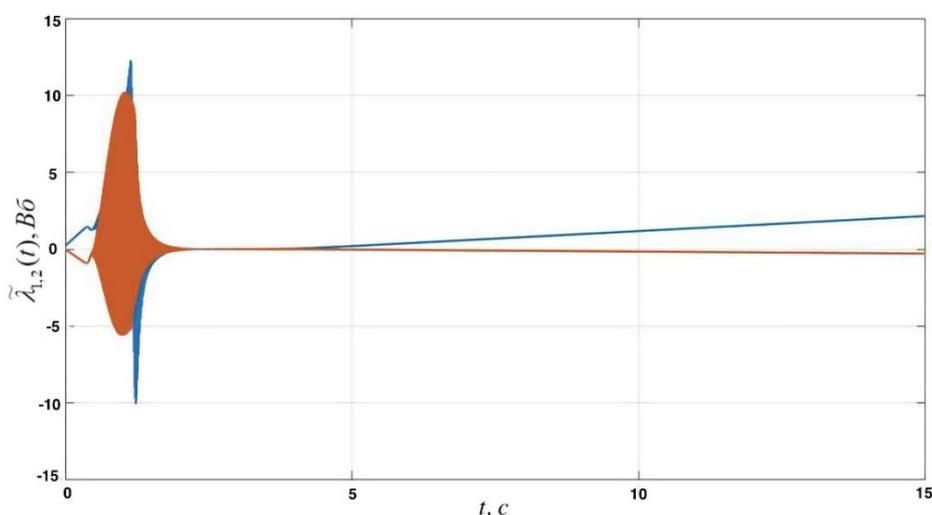


Рис. 3. Ошибка оценивания магнитного потока, полученная алгоритмом [6]

Алгоритм [5] обеспечил ограниченную ошибку оценивания магнитного потока. Уменьшение коэффициента γ_x приводит к снижению величины ошибки оценивания в работе алгоритма.

Алгоритм [7] в силу того, что в своей сути использует интегрируемые вспомогательные сигналы $z_{1,2}$ и, следовательно, интегрирует неизвестные аддитивные составляющие, не может обеспечить ограниченность ошибки оценивания.

Заключение. Проведено сравнение эффективности алгоритмов оценивания магнитного потока для синхронного двигателя с постоянными магнитами при наличии смещения в измеряемых сигналах. По результатам моделирования, было выявлено, что наименьшее значение ошибки оценивания магнитного потока обеспечивает первый алгоритм [4] оценивания. Алгоритм [5] обеспечил ограниченную ошибку оценивания магнитного потока. Алгоритм [7] не обеспечивает ограниченность ошибки оценивания.

ЛИТЕРАТУРА

1. Sakunthala et al. A Review on Speed Control of Permanent Magnet Synchronous Motor Drive Using Different Control Techniques, International Conference on Power, Energy, Control and Transmission Systems (ICPECTS). 2018. P. 97-102
2. Leonhard, W. Control of electrical drives. Berlin: Springer Science & Business Media, 2012. P. 289-291.
3. Nam K.H. AC Motor control and electric vehicle applications, CRC Press, 2010. P. 106-129.
4. Bobtsov A. A., et al. Adaptive Flux Observer for Nonsalient PMSM with Noised Measurements of the Current and Voltage. Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie. 2019. P.215-218

5. S. Aranovski Flux and Position Observer of Permanent Magnet Synchronous Motors with Relaxed Persistency of Excitation Conditions, IFAC, 2015. P.301 – 306
6. Shankar Sastry and Marc Bodson. Adaptive control: stability, convergence and robustness. Courier Corporation. 2011.
7. S. Aranovskiy Performance enhancement of parameter estimators via dynamic regressor extension and mixing. IEEE Trans. Automatic Control. 2017. Vol. 62. P. 3546-3550.
8. Pyrkin A. A., et al. Adaptive State Observers Using Dynamic Regressor Extension and Mixing. Systems & Control Letters. 2019. Volume 133. P. 1-8.

V. V. Bespalov, A.V. Kalin (ITMO University, St.Petersburg) Estimation of a magnetic flow for a synchronous motor with permanent magnets in the presence of the offset in the measured signals

The comparison of three algorithms of estimation of the magnetic flux of a synchronous motor with permanent magnets in the presence of displacement in the measured signals of current forces is given. In the first method, the magnetic flux observer is synthesized on the basis of the representation of the motor magnetic flux as the sum of the stator windings magnetic flux and the permanent magnet magnetic flux. The idea of the second method is to obtain a linear regression, where the current value of the magnetic flux is unknown, that is used as a corrective term in observer synthesis. The third method is that the task of observing an unknown signal is reduced to the task of estimating an unknown constant parameter \rightarrow magnetic flux at zero moment in time.

УДК 681.2-2

В. С. ИГУМНОВА

(Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Институт прикладной математики и механики, Высшая школа «Механика и процессы управления»)**НЕЛИНЕЙНАЯ ДИНАМИКА РЕЗОНАНСНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА С ДВУМЯ
СЛАБОСВЯЗАННЫМИ ПОДВИЖНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ**

Рассмотрена модель резонансного акселерометра с двумя подвижными элементами. Модель состоит из двух балок, к каждой из них на пружинке присоединена инерционная масса. Балки и массы расположены между двумя неподвижными электродами. Построены бифуркационные диаграммы. Исследуется нелинейная динамика датчика при внешнем возбуждении. Рассмотрено поведение системы в автоколебательном режиме.

Введение. В настоящее время микроэлектромеханические системы (МЭМС) широко используются в различных технических приложениях, а также для исследования фундаментальных физических явлений. В слабосвязанных резонаторах известно явление модальной локализации колебаний. Чувствительность датчиков с этим эффектом может быть на 1-4 порядка выше, чем у датчиков, основанных на измерении сдвига частот [1,2]. Также датчики такого типа в малой степени чувствительны к факторам окружающей среды: изменению температуры, давления и т.д. В работе [3] представлены различные подходы для повышения чувствительности резонатора для сенсорных приложений. Аналитическое и численное исследование МЭМС-резонансного акселерометра представлено в [4]. Использование слабосвязанных систем, использующих явление модальной локализации в системах с несколькими степенями свободы, повышает чувствительность датчика на порядки по сравнению с чувствительностью датчика с одним резонатором. Обзор применения подобных МЭМС-резонаторов приведён в [5]. В статье [6] описывается резонансный акселерометр с четырьмя степенями свободы, который имеет электромеханическую слабую связь. Это позволяет достигать высокой чувствительности датчика в широком диапазоне амплитуд инерционных воздействий.

Предлагаемый доклад посвящен созданию модели резонансного акселерометра с двумя слабосвязанными элементами и исследованию его нелинейной динамики при внешнем возбуждении и в автоколебательном режиме.

Постановка задачи и основные результаты. В представленной работе исследуется динамика резонансного акселерометра, состоящего из двух балочных упругих элементов, расположенных между двумя неподвижными электродами (рис. 1). Один конец балки жёстко закреплён, а к другому концу с помощью пружины присоединена инерционная масса. Сила инерции в осевом направлении создаёт в одном резонаторе сжимающее усилие, в другом - растягивающее. С помощью метода Галёркина получены уравнения движения упругих элементов с учётом слабой связи. Рассмотрены вынужденные колебания связанной системы. Получены резонансные кривые с характерными срывами. Предложена схема положительной обратной связи для возбуждения автоколебательных режимов. Исследовано влияние различных параметров системы на частоту автоколебаний.

После выполнения проекционной процедуры Галеркина уравнения движения в безразмерном виде может быть записано как:

$$\begin{cases} q_1'' + 2nq_1' + \left(1 - \frac{p}{2}\right)q_1 + \gamma q_1^3 - \frac{\zeta_{11}}{(1-q_1)^2} + \frac{\zeta_{31}}{(1-q_1+q_2)^2} = 0, \\ q_2'' + 2nq_2' + \left(1 + \frac{p}{2}\right)q_2 + \gamma q_2^3 + \frac{\zeta_{22}}{(1+q_2)^2} + \frac{\zeta_{32}}{(1-q_1+q_2)^2} = 0, \end{cases} \quad (1)$$

Научный руководитель: к.ф.-м.н., доцент Штукин Л.В.

где: q – модальные координаты, p – приложенная инерционная продольная сила, ζ – коэффициенты, характеризующие электростатические силы.

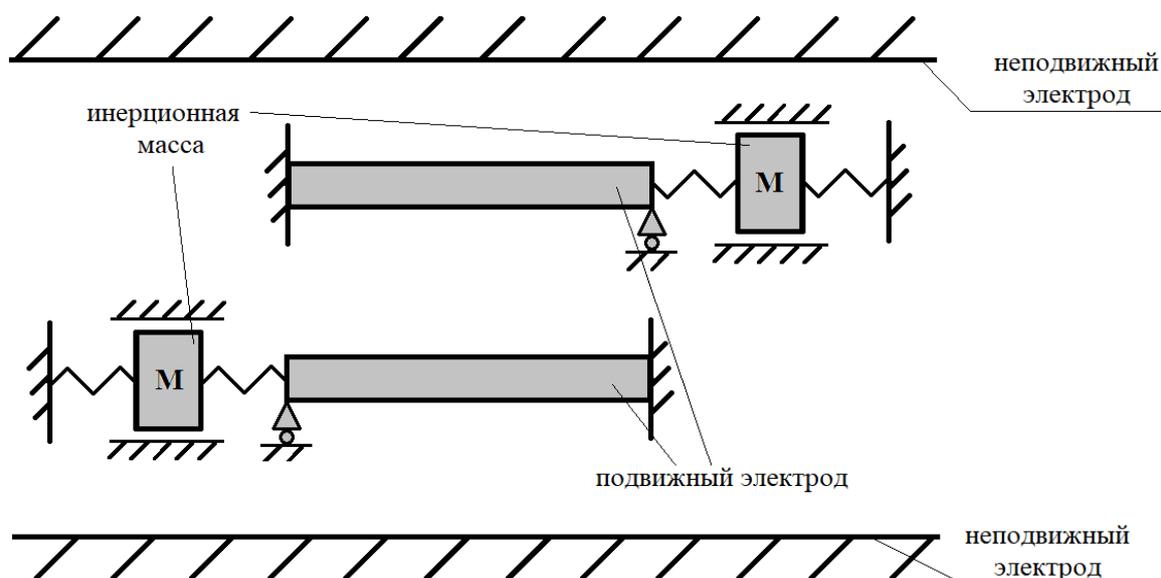


Рис.1. Схема резонансного акселерометра

При возникновении ускорения в системе инерционные массы приходят в движение, что в свою очередь создаёт продольную сжимающую силу для одного резонатора и растягивающую силу для другого резонатора. Возникновение продольных сил изменяет жёсткость балочных элементов, таким образом в системе возникает асимметрия. Известно, что малые возмущения в параметрах колебательных слабосвязанных систем могут приводить к модальной локализации колебаний [7]. Суть явления модальной локализации заключается в том, что энергия с одного резонатора переносится (локализуется) на втором резонаторе, т.е. один подвижный элемент колеблется с большой амплитудой, а колебания второго резонатора незначительны. В датчиках такого типа внешнее воздействие может быть идентифицировано путём измерения отношения амплитуд колебаний резонаторов.

Заключение. В данной работе исследована динамика резонансного акселерометра. Записаны уравнения движения упругих элементов. Получены резонансные кривые с характерными срывами. Предложена схема автоколебательного контура. Исследована зависимость частоты автоколебаний от различных параметров системы. МЭМС резонаторы и устройства имеют интересные динамические явления, которые могут быть полезными для фундаментальных и прикладных исследований. Понимание динамического поведения МЭМС резонаторов может открыть различные пути для внедрения этих систем в широкий спектр приложений и технологий.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-01-00537

ЛИТЕРАТУРА

1. C. Zhao, G.S. Wood, J.Xie, H. Chang, S.H. Pu, and M.Kraft, "A three degree-of-freedom weakly coupled resonator sensor With enhanced stiffness sensitivity," J. Microelectromech. Syst., vol. 25, no. 1, pp. 38–51, Feb. 2016.
2. M. Manav, A.S. Phani, and E. Cretu, "Mode localization and sensitivity in weakly coupled resonators," IEEE Sensors J., vol. 19, no. 8, pp. 2999–3007, Apr. 2018.
3. A.Z. Hajjaj, N. Jaber, S. Pyas, F.K. Alfosail, M.I. Younis. Linear and nonlinear dynamics of micro and nano-resonators: Review of recent advances. International Journal of Non-Linear Mechanics. 2019
4. H. Zhang, M. Kraft. An acceleration sensing method based on the mode localization of Weakly Coupled Resonators. 2017
5. Chun Zhao, Mohammad H. Montaseri, Graham S. Wood, Suan Hui Pu, Ashwin A. Seshia, Michael Kraft. A Review on MEMS Coupled Resonators for Sensing Applications Utilizing Mode Localization, (2016), <http://dx.doi.org/10.1016/j.sna.2016.07.015>

6. **B. Peng, K. Hu, L. Shao, H. Yan, L. Li, X. Wei.** A Sensitivity Tunable Accelerometer Based on Series-Parallel Electromechanically Coupled Resonators Using Mode Localization. *Journal of microelectromechanical systems*, vol.29, NO.1, 2020
7. **C. Pierre, E. H. Dowell.** Localization of vibrations by structural irregularity. *Journal of sound and vibration*. (1987) 114(3), 549-564

V.S. Igumnova (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics).
Nonlinear dynamics of a resonant accelerometer with two weakly coupled moving elements

This paper reviews a model of a weakly coupled system using the example of a resonant accelerometer with two moving elements. The model consists of two beams, with an inertial mass attached to each of them on a spring. Beams and masses are located between two stationary electrodes. Bifurcation diagrams are constructed. The nonlinear dynamics of a resonant accelerometer under external excitation is investigated. Also the behavior of the system in self-oscillating regime is considered.

УДК 681.58

С.В. КАЗАК, В.А. АНТИПОВ, А.О. ОВЧАРОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)**РЕАЛИЗАЦИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА
ОЦЕНИВАНИЯ СКОРОСТИ ДЛЯ СИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОСТОЯННЫМИ
МАГНИТАМИ**

Работа посвящена созданию наблюдателя, синтезированного с помощью метода динамического расширения регрессора и смешивания (DREM, и результатам его апробации в составе алгоритма бессенсорного управления синхронным двигателем с постоянными магнитами, реализованного с использованием). Приводятся описание алгоритма, шаги реализации и результаты экспериментального исследования, показавшие работоспособность разработанного алгоритма во всем рабочем диапазоне скоростей вращения ротора двигателя.

Введение. Синхронные двигатели с постоянными магнитами (СДПМ) широко применяются в индустриальной технике и бытовых приборах. Одним из распространенных методов управления такими двигателями является векторное управление, для которого требуется знание текущих значений силы тока в обмотках статора, скорости и положения ротора [1]. В некоторых случаях установка датчиков положения и скорости ротора может быть экономически нецелесообразна или невозможна в силу конструктивных особенностей устройства, а в некоторых случаях данные могут быть сильно зашумлены. Для решения этой проблемы существуют методы бессенсорного управления [2,3,4], которые позволяют управлять двигателем без датчиков механических переменных, но при реализации таких методов требуется синтезировать наблюдатель, обеспечивающий оценивания этих переменных. В работе приводится описание алгоритма векторного бессенсорного управления с использованием синтезированного на основе DREM [5] наблюдателя переменных состояния нелинейной модели СДПМ, опубликованного в статье [6].

Постановка задачи. Неявнополюсный СДПМ может быть описан моделью, представленной в [7]:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= \omega, \\ j\dot{\omega} &= n_p i^T J \lambda - \tau_L, \\ \lambda &= Li + \lambda_m \begin{bmatrix} \cos(n_p \theta) \\ \sin(n_p \theta) \end{bmatrix}, \\ \dot{\lambda} &= u + Ri, \\ \omega_e &= n_p \omega, \\ \theta_e &= n_p \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где θ – угол поворота ротора двигателя, θ_e – электрический угол поворота ротора, ω – угловая скорость вращения ротора, ω_e – электрическая скорость вращения ротора, n_p – количество пар полюсов двигателя, $\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_\alpha \\ \lambda_\beta \end{bmatrix}$ – вектор магнитного потока двигателя, $i = \begin{bmatrix} i_\alpha \\ i_\beta \end{bmatrix}$ – вектор силы тока в обмотках статора в неподвижной системе координат, связанной со статором, $u = \begin{bmatrix} u_\alpha \\ u_\beta \end{bmatrix}$ – напряжение на обмотках статора в неподвижной системе координат, R – сопротивление обмоток ста-

Научный руководитель к.т.н., старший научный сотрудник Ведяков А. А.

тора, L – индуктивность обмоток статора, j – момент инерции ротора, λ_m – магнитный поток создаваемый постоянными магнитами ротора, $J = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$, τ_L – момент нагрузки двигателя.

Наблюдаемыми сигналами являются сила тока i и напряжение u . Сопротивление R и индуктивность L статора считаются известными величинами. Управляющим воздействием является напряжение, подаваемое на обмотки статора.

В работе описывается алгоритм бессенсорного управления, основанный на использовании предложенного в работе [6] наблюдателя скорости вращения, обеспечивающего асимптотическую сходимость оценки скорости $\hat{\omega}(t)$ к истинному значению при отсутствии помех измерения:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\omega(t) - \hat{\omega}(t)| = 0. \quad (2)$$

Алгоритм бездатчикового управления. В основе системы управления двигателем лежит алгоритм векторного управления. В качестве электрического угла поворота ротора и скорости его вращения используются их оцененные значения, полученные из алгоритма оценивания.

Алгоритм оценивания скорости является частью наблюдателя переменных состояния [6], синтезированного на основе нелинейной модели СДПМ (1) с использованием метода DREM [5]. Функциональная схема алгоритма изображена на Рис. 1.

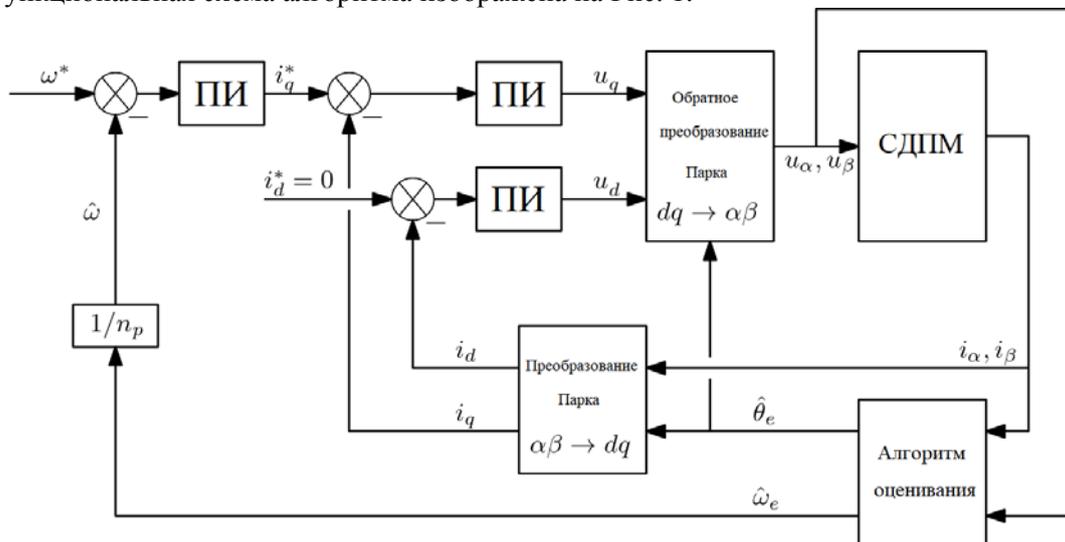


Рис. 1. Функциональная схема векторного управления СДПМ со встроенным алгоритмом оценивания угла и скорости: ω^* – желаемая механическая скорость; $\hat{\omega}$ – оцененное значение скорости; $\hat{\omega}_e$ – оцененное значение электрической скорости; $\hat{\theta}_e$ – оцененное значение электрического угла; i_q, i_d – сила тока в обмотках статора в системе координат ротора; u_q, u_d – напряжение на обмотка статора в системе координат ротора; i_q^*, i_d^* – желаемые значения компонент силы тока в статоре в системе координат ротора

Реализация. Реализация и исследование алгоритма производились на двигателе ESTUN AC Servo Motor EMG-10ASA22. На первом шаге алгоритм был реализован в среде графического программирования MATLAB Simulink. Проверка его работы на реальном двигателе проводилась с помощью машины реального времени Speedgoat Real-time Target Machine [8], что позволило в короткие сроки убедиться в работоспособности алгоритма, провести его отладку и настройку.

Вторым шагом реализации была разработка программного обеспечения на языке С для микроконтроллера платы управления двигателем. Функциональная схема работы основного прерывания микроконтроллера изображена на Рис. 2. При реализации алгоритм не переводился в дискретную форму, а использовался метод Эйлера первого порядка для решения дифференциальных уравнений. Для уменьшения ошибки при численном интегрировании использовалась высокая частота дискретизации 10 кГц. Для того чтобы микроконтроллер мог производить вычисления с такой частотой, для наиболее сложных этапов алгоритма (алгоритм оценивания

скорости, векторное управление) применялись различные методы оптимизации вычислений, в том числе использование целочисленных вычислений.

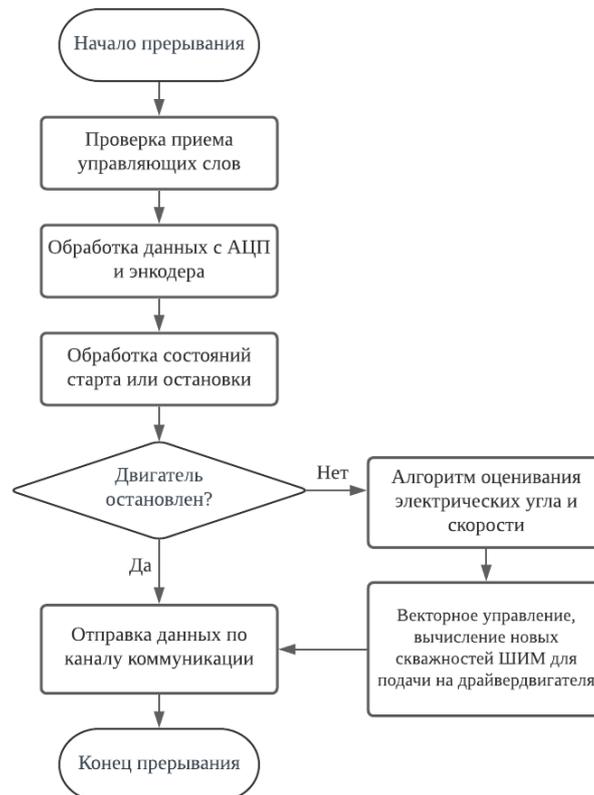


Рис. 2. Блок-схема основного прерывания микроконтроллера

При исследовании алгоритма сначала производилась проверка корректности его работы в диапазоне 10-100% от номинальной скорости при использовании обратной связи по датчику скорости и положения — энкодеру. Затем была исследована работа замкнутой системы, в которой оценки положения и скорости были включены в контур управления двигателем. На Рис. 3 представлены результаты сравнения значений скорости, полученных с энкодера ω , с оцениваемой скоростью $\hat{\omega}$ при работе системы в бессенсорном режиме. Относительная ошибка оценивания скорости не превышает 10% во всем исследуемом диапазоне скоростей.

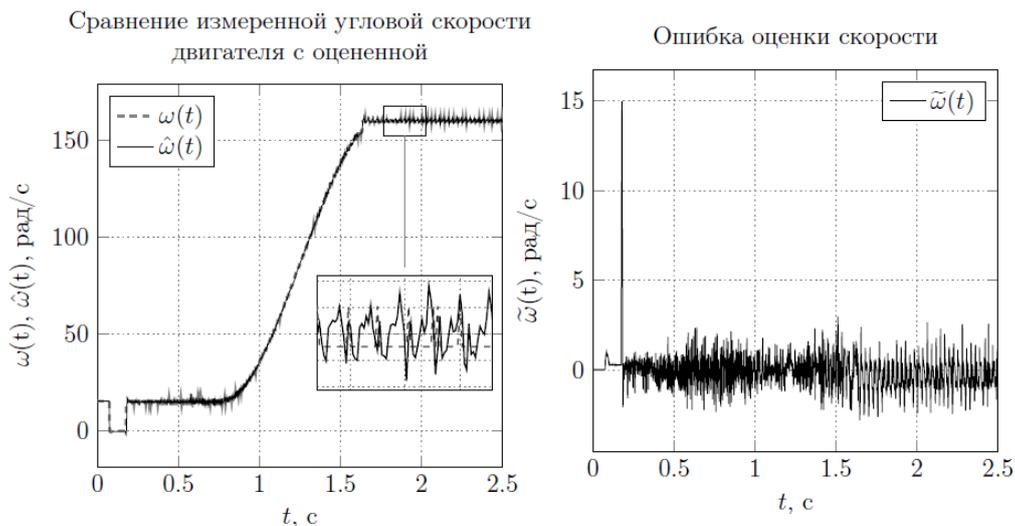


Рис. 3. Результаты работы системы в режиме бессенсорного управления, ω – измеренная скорость вращения ротора, $\hat{\omega}$ – оцененная скорость вращения ротора, $\tilde{\omega} = \hat{\omega} - \omega$ – ошибка оценки скорости

Заключение. В работе описан алгоритм бессенсорного управления СДПМ с использованием наблюдателя на основе метода DREM, шаги его реализации и результаты экспериментов. Для работы алгоритма на микроконтроллере потребовалась высокая частота дискретизации, но он показал хорошие результаты как в режиме оценивания, так и в режиме бессенсорного управления. Успешная реализация показывает, что предложенный алгоритм оценивания может быть применен для бессенсорного управления СДПМ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Калачев Ю.Н.** Векторное регулирование (заметки практика). М.: ЭФО, 2013. С. 42–53.
2. **J. Lee, J. Hong, K. Nam, R. Ortega, L. Praly and A. Astolfi** Sensorless control of surface-mount permanent-magnet synchronous motors based on a nonlinear observer. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2010. Vol. 25. № 2, P. 290–297.
3. **J. Kim, I. Jeong, K. Nam, J. Yang and T. Hwang** Sensorless Control of PMSM in a High-Speed Region Considering Iron Loss. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015. Vol. 62. P. 6151–6159.
4. **H. Li, D. Ke, R. Zu, P. Tao and F. Wang** Sensorless Control of Permanent Magnet Synchronous Motor Based on An Improved Sliding Mode Observer. *IEEE Student Conference on Electric Machines and Systems*, 2018. P. 1–6.
5. **S. Aranovskiy, A. Bobtsov, R. Ortega and A. Pyrkin** Parameters estimation via dynamic regressor extension and mixing. *American Control Conference (ACC)*, 2016. P. 6971–6976.
6. **A. Pyrkin, A. Bobtsov, R. Ortega, A. Vedyakov and S. Aranovskiy** Adaptive state observers using dynamic regressor extension and mixing. *Systems & Control Letters*, 2019. Vol. 133. P. 104519
7. **K. Nam** AC motor control and electrical vehicle applications. CRC press, 2017. P. 144–147.
8. Performance real-time target machine. [Электронный ресурс] URL: <https://www.speedgoat.com/products-services/real-time-target-machines/performance> (дата обращения: 11.03.2020).

S.V. Kazak, V.A. Antipov, A.O. Ovcharov (ITMO University, St.Petersburg) Implementation and experimental study of algorithm for estimation speed of a synchronous motor with permanent magnets

In the paper the experimental results for the sensorless control algorithm for the synchronous motor with permanent magnets is presented. The observer is based on the dynamic regressor extension and mixing DREM method. The paper contains the description of the sensorless control algorithm, the steps of implementation and experimental results, which show the efficiency of the algorithm for all speed in a working range.

■ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ ■

УДК 681.51

Е. Н. КЛИМОВА, Е.В. ДРАНИЦЫНА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

**ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ СПУТНИКОВ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ
ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛА КУРСА МНОГОАНТЕННОЙ СПУТНИКОВОЙ
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ**

Описана модель влияния расположения спутников на эффективность определения угла курса с помощью двухантенной приемной аппаратуры спутниковых навигационных систем, интегрированной с инерциальной навигационной системой. Определены параметры положения спутников, при которых достигается наилучшая наблюдаемость по курсу.

Введение. Пространственную ориентацию объекта можно определить с использованием инерциальных навигационных систем (ИНС), достоинствами которых являются автономность и помехозащищенность, однако их ошибки имеют нарастающий во времени характер [1, 2]. Спутниковые навигационные системы (СНС) при наличии двух и более разнесенных антенн также позволяют определить ориентацию. При этом точность определения углов в благоприятных условиях приема сигналов сравнительно стабильна [3-7]. Однако СНС становятся неэффективными при наличии помех или недостаточного числа видимых навигационных спутников (НС) [2,8]. Объединить достоинства и смягчить недостатки СНС и ИНС позволяют алгоритмы их комплексирования с использованием фильтра Калмана [2,5,6,9-12].

На сегодняшний день существует несколько глобальных и региональных спутниковых навигационных систем, таких как GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BeiDou, IRNSS, QZSS и др. При работе по созвездию GPS/ГЛОНАСС в условиях хорошей видимости одновременно наблюдается от 10 до 18 НС. В то время как для определения ориентации минимальное созвездие должно содержать от 3 до 5 НС, в зависимости от того принадлежат ли все спутники одной из СНС или разным, а также используется ли общий генератор для выработки шкалы времени двух приемников [2-5,7]. Определение ориентации с помощью многоантенной аппаратуры СНС требует выполнения определенного объема вычислений. Если возможности бортового вычислителя ограничены, целесообразно сократить число используемых НС. Точность определения ориентации зависит от многих факторов, в том числе от геометрии выбранного созвездия, поэтому появляется необходимость выбора созвездия, наиболее подходящего для определения ориентации.

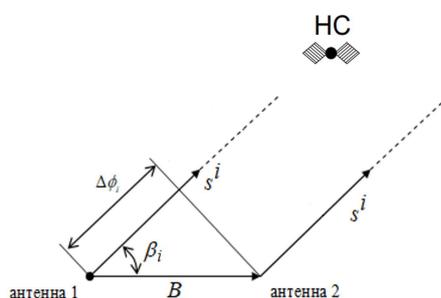


Рис. 1. Интерферометрический принцип решения задачи ориентации по данным СНС

Предлагаемый доклад посвящен оценке влияния расположения видимых НС на эффективность определения угла курса с применением двухантенной аппаратуры СНС, интегрированной с ИНС. Интеграция осуществляется с использованием обобщенного фильтра Калмана. В качестве измерений используются разности между измеренными с помощью аппаратуры СНС первыми разностями фаз и их рассчитанными по данным ИНС значениями. Предполагается, что приемники СНС работают от единого генера-

тора [13,14]. Результаты данной работы должны помочь в выборе ограниченного числа НС, достаточного для определения курса с приемлемыми вычислительными затратами.

Интерферометрический принцип решения задачи ориентации проиллюстрирован на рис. 1. Здесь изображены: вектор антенной базы B , образованный двумя антеннами (b – соответствующий ему орт); s^i – орт, задающий направление на i -ый НС; $\Delta\varphi_i$ – первая разность фаз i -того НС в единицах длины; β_i – угол между антенной базой и направлением на i -ый НС, i – порядковый номер НС в рабочем созвездии.

Значение первой разности фаз определяется как $\Delta\varphi_i = |B| \cos(\beta_i)$ и несет в себе информацию, необходимую для определения ориентации [2,3,5].

В свою очередь $\cos(\beta_i)$ определяется как скалярное произведение ортов антенной базы и направления на спутник:

$$\cos(\beta_i) = (s_n^i)^T b_n = (s_n^i)^T C_b^n b_b, \quad (1)$$

где $s_n^i = (s_E^i \ s_N^i \ s_H^i)^T$ – орт, задающий направление на i -ый НС в осях географического трехгранника, компоненты которого рассчитываются по данным ИНС и эфемеридам; $b_n = (b_E \ b_N \ b_H)^T$ – орт антенной базы в осях географического трехгранника, компоненты которого рассчитываются по данным ИНС; $b_b = (b_X \ b_Y \ b_Z)^T$ – орт антенной базы в связанных с объектом осях; C_b^n – матрица направляющих косинусов, характеризующая переход от связанной с объектом к географической системе координат и несущая в себе информацию об углах курса, тангажа и крена (K, ψ, θ) [2].

Таким образом, первая разность фаз (и ее приращение) может быть рассчитана по данным ИНС по формуле

$$\Delta\varphi_i = |B| (s_n^i)^T C_b^n b_b. \quad (2)$$

Разностные измерения. Разностные измерения формируются как разность между расчётными $\Delta\varphi^{iNS}$ и измеренными $\Delta\varphi^{iSNS}$ величинами. Линеаризованные разностные измерения для фильтра Калмана при использовании первой разности фаз в предположении, что неоднозначность фазовых измерений разрешена одним из известных методов [2,3,5,12], можно представить в следующем виде [2]

$$\tilde{z}_i^b \cong [b_N \cdot s_E^i - b_E \cdot s_N^i] \alpha + [b_H \cdot s_N^i - b_N \cdot s_H^i] \beta + [b_E \cdot s_H^i - b_H \cdot s_E^i] \gamma + v_{zi}, \quad (3)$$

где α, β, γ – погрешности ИНС в выработке курса и построении вертикали места, v_{zi} – шумы измерений.

Если предположить, что погрешности β, γ пренебрежимо малы, (3) можно трактовать как измерение погрешности ИНС в выработке курса α . Видно, что наблюдаемость погрешности по курсу зависит от взаимного расположения базы с разнесенными спутниковыми антеннами и направления на спутник.

Положение антенной базы и вектора направления на спутник. Антенную базу располагаем вдоль оси Y прибора, ее ориентация в географических осях будет задаваться углами курса и тангажа. Ориентация направления на спутник определяется углами восхождения h и азимута

А. Орты b_n, s_n^i определяются как

$$b_n = \begin{bmatrix} \sin(K) * \cos(\psi) \\ \cos(K) * \cos(\psi) \\ \sin(\psi) \end{bmatrix}, \quad s_n^i = \begin{bmatrix} \sin(A) * \cos(h) \\ \cos(A) * \cos(h) \\ \sin(h) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

Отсюда вытекает следующее выражение, влияющее на наблюдаемость α в (3)

$$b_N \cdot s_E^i - b_E \cdot s_N^i = \cos(\psi) * \cos(h) * \sin(A - K). \quad (5)$$

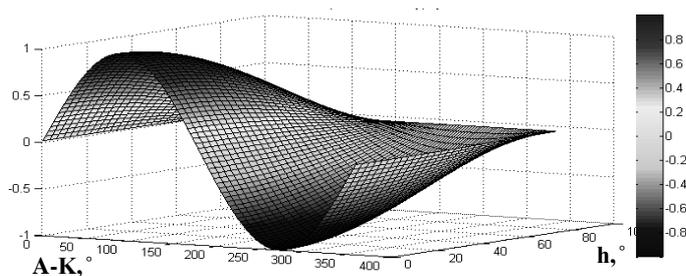


Рис. 2 Коэффициент, определяющий наблюдаемость погрешности по курсу

Чем больше значение этого выражения по модулю, тем точнее будет оцениваться α .

Для упрощения расчетов полученной зависимости было сделано допущение: $\cos(\psi) = 1$.

Численные результаты. На рис. 2 представлен график правой части выражения (5). Из него можно сделать вывод,

что для повышения точности оценки курса следует выбирать навигационные спутники с низким углом восхождения, ближайшие к нормали базы (в рассмотренном примере наилучшим является $A-K=90, 270$ град).

Заключение. Оценено влияние расположения спутников на эффективность определения угла курса с помощью двухантенной угломерной аппаратуры СНС, интегрированной с ИНС. Определены параметры положения спутников, при которых достигается наилучшая наблюдаемость по курсу. В дальнейшем планируется апробирование полученных результатов на реальных данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Матвеев В.В.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электрон", 2009. 280 с.
2. **Емельянец Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016. С. 150–154, 292–304.
3. **Степанов О.А., Кошаев Д.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 1999. №2(25). 30–55с.
4. **Антонович К.М.** Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии // ГОУ ВПО «Сибирская государственная геодезическая академия». М.: ФГУП «Картгеоцентр». В 2 т. Т. 2. Монография. 2006. 360 с. ил.
5. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Петрова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
6. **Тяпкин В.Н., Гарин Е.Н.** Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС: Монография. Красноярск: Сиб.федер.ун-т, 2012. С. 104–107.
7. **Teunissen, P.J.G.** Integer least-squares theory for the GNSS compass. J. Geod. 2010, 84, 433–447.
8. **Кошаев Д.А.** Определение курса по фазовым измерениям в условиях ограниченной видимости навигационных спутников на неподвижном основании // Гироскопия и навигация. 2013. № 1. С. 64–78
9. **Джепе А., Козлов А.В., Никулин А.А.** Задача определения ориентации спутника при помощи разнесенных спутниковых антенн и датчиков угловой скорости. М. МГУ, лаборатория управления и навигации. 2015.
10. **Кошаев Д.А., Краснов А.А., Коновалов А.Б.** Определение курса по данным двухантенной аппаратуры ГНСС с информационной поддержкой от гиросtabilизатора гравиметра. В сборнике: Материалы XXX конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. Сборник докладов конференции. 2016. С. 346–353.
11. **Ташков С.А., Булочников Д.Ю., Шатовкин Р.Р.** Исследование существующих подходов к комплексированию информационных датчиков навигационных систем беспилотных летательных аппаратов. [Электронный ресурс]: Научный журнал NovaInfo.ru // №91. 2018. Технические науки (дата обращения: 18.01.2020).
12. **Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P.** Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration: Second Edition. – John Wiley & Sons, 2007. – 416 p.
13. **Емельянец Г. И., Блажнов Б. А., Степанов А. П.** Особенности построения двухрежимного СНС-гироскопа как сильносвязанной интегрированной системы // Гироскопия и навигация. 2017. №4 (99). С. 3-17.
14. **Емельянец Г.И. и др.** Двухрежимный СНС-гироскоп, использующий первичные спутниковые измерения Емельянец Г.И., Степанов А.П., Драницына Е.В., Блажнов Б.А., Радченко Д.А., Винокуров И.Ю., Елисеев Д.П., Петров П.Ю. В сборнике: Юбилейная XXV Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. Главный редактор В.Г. Пешехонов. 2018. С. 23-25

E.N.Klimova, E.V.Dranitsyna (State Research Center of the Russian Federation – Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). **Assessment of the influence of satellite positioning on the efficiency of determining the angle of course of a multi-antenna satellite navigation system**

The model of the influence of the position of satellites on the efficiency of determining the angle of course using a two-antenna satellite navigation system integrated with an inertial navigation system is described. The parameters of the position of satellites are determined at which the best observability is achieved along the course.

УДК 621.3.093

Е. Л. ЧЕХОВ

(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ФАЗОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА УЛЬТРАКОРОТКОЙ БАЗЕ

Работа посвящена исследованию характеристик измерений фазы несущей частоты спутниковым навигационным приемником на ультракороткой базе ($0,19\text{ м}$) для оценки достижимых точностей определения углов ориентации макета малогабаритной инерциально-спутниковой системы.

Введение. Расширение сфер применения роботизированных комплексов для решения широкого круга задач, в большинстве случаев, приводит к повышению требований к точности и надежности навигационного обеспечения при ужесточении требований к стоимости, массогабаритным характеристикам и потребляемой мощности. Одними из распространенных источников параметров ориентации и навигации являются многоантенные инерциально-спутниковые навигационные системы [1,2,3,4], в том числе, двухантенные на ультракороткой базе. В ходе разработки алгоритмов малогабаритной инерциально-спутниковой системы возникла необходимость изучения характеристик измерений фазы несущей на ультракороткой базе с целью оценки достижимых точностей определения углов ориентации на ее основе. В силу конструктивных особенностей расстояние между антеннами должно быть не более 0,15 м, что критично с точки зрения минимизации массогабаритных характеристик. Но при этом, погрешности, в особенности дрейфы фазовых центров антенн [5], начинают оказывать значительное влияние на точность определения углов ориентации [6].

Обобщенная методика исследования. Схема формирования экспериментальных данных приводится на рис. 1. Прием сигналов глобальных навигационных спутниковых систем производится двумя приемниками NV08C-CSM производства АО «КБ НАВИС» [7] от двух антенн, расположенных на расстоянии 0,15 м. ГНСС приемники производят измерения с частотой 10 Гц. Измерения обрабатываются микроконтроллером, который производит решение навигационной задачи в дифференциальном режиме. В ходе эксперимента макет изделия устанавливался на поворотную платформу, имеющую 3 степени свободы. При обработке сеансов измерений использовались синхронные измерения сигналов спутников GPS и ГЛОНАСС. Ориентация изделия от сеанса к сеансу изменялась последовательно по курсу, крену и тангажу с заданным шагом.

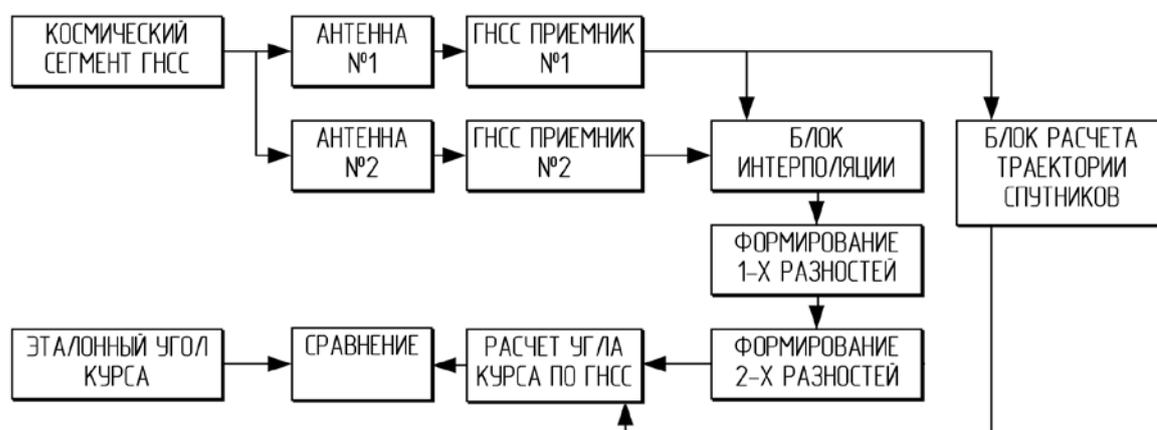


Рис. 1. Схема формирования экспериментальных данных

Заключение. В ходе исследований был произведен анализ среднеквадратической ошибки определения курса на основе фазовых измерений на длине базы 0,15 м, которая составила 1,68

град. Полученные результаты позволили экспериментально оценить точностные характеристики разрабатываемой малогабаритной инерциально-спутниковой системы.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 19-08-01223-а

ЛИТЕРАТУРА

1. **Жарков М.В., Веремеенко К.К., Антонов Д.А., Кузнецов И.М.** Вычисление параметров ориентации по интерферометрическим неоднозначным фазовым измерениям спутниковых навигационных систем и измерениям абсолютной угловой скорости. *Гироскопия и навигация*. 2018. Т. 26. № 3 (102). С. 54-68.
2. **Q. Yang, K. Wang, S. H. Li, Y. Liu and Q. W. Fu**, A low-cost attitude determination algorithm based on MEMS IMU/dual-antenna GNSS receiver for UAVs, 2018 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), St. Petersburg, 2018, pp. 1-5, doi: 10.23919/ICINS.2018.8405847.
3. **Степанов О.А., Кошаев Д.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем. *Гироскопия и навигация*. 1999. № 2 (25). С. 30-55.
4. **Кошаев Д.А., Краснов А.А., Коновалов А.Б.** Определение курса по данным двухантенной аппаратуры гнсс с информационной поддержкой от гиросtabilизатора гравиметра. В сборнике: *Материалы XXX конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. Сборник докладов конференции*. 2016. С. 346-353
5. **Zhigang Hu, Qile Zhao, Guo Chen, Guangxing Wang, Zhiqiang Dai, Tao Li** First results of field absolute calibration of the GPS receiver antenna at wuhan university. *Science*, 2015
6. **Patrick C. Fenton** Short and ultra-short baseline phase maps. US Patent № US8633854B2, 2011
7. NVS Навигационные Технологии [Электронный ресурс]: Приемник NV08C-CSM GPS/GLONASS/GALILEO. URL: <http://nvs-gnss.ru/products/oem-modul/item/2-nv08c-csm.html> (дата обращения 31.01.2020)

E.L.Chekhov (Moscow Aviation Institute (National Research University)). **Analysis of ultrashort baseline phase measurement errors**

The work is dedicated to studying the characteristics of GNSS carrier phase measurements on an ultrashort baseline (<0.19 m) in order to assess signal stability and determine a theoretical accuracy of calculated orientation angles. Experiments were carried out using a prototype of a small-sized GNSS-aided inertial navigation system with a 0.15 m baseline.

УДК 629.7.054.07

А. В. САВКИН, М.С. РЯБИНКИН

(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрен способ повышения помехозащищенности навигационного комплекса беспилотного летательного аппарата среднего класса путем включения в его состав автономной оптико-электронной системы. Описан подход к построению алгоритма комплексной обработки инерциальных, радиотехнических и оптико-электронных измерений.

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в настоящее время нашли широкое применение при решении различных задач. Распространенным типом таких аппаратов являются средневысотные БПЛА средней дальности полета массой около тонны (класс *male*)[1]. Основу навигационных комплексов таких аппаратов составляют, как правило, приемник глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) и бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС).

Принимаемые БПЛА сигналы ГНСС могут подвергаться преднамеренным (Jamming, Spoofing) помехам [2]. Поэтому возникает задача повышения помехозащищенности навигационного комплекса такого БПЛА с целью удержания погрешности определения навигационных параметров в пределах заданного диапазона в условиях искажения или временной потери сигналов ГНСС.

Одним из вариантов решения поставленной задачи может являться включение в состав навигационного комплекса БПЛА дополнительной автономной оптико-электронной системы (ОЭС). В работе описан алгоритм комплексной обработки информации на основе инерциальных, радиотехнических и оптико-электронных измерений, направленный на повышение помехозащищенности навигационного комплекса.

Автономная навигация на основе измерений ОЭС. Под оптико-электронной системой здесь понимается гиостабилизированная или жестко закрепленная на фюзеляже камера (или несколько камер) и средство обработки видеоизображения. В основе алгоритма функционирования ОЭС лежит обобщенное уравнение фотограмметрии. Такое уравнение позволяет связывать координаты камеры и углы ориентации связанной с ней системы координат и координаты опорных точек в некоторой декартовой системе координат через координаты опорных точек на плоскости снимка [3].

Уравнение фотограмметрии для рассматриваемого случая имеет вид

$$\bar{P} = \bar{S} + N \cdot A(\theta, \psi, \gamma) \cdot \bar{P}'$$

где \bar{P} – вектор координат камеры; \bar{S} – вектор координат опорной точки; N – масштабный коэффициент; $A(\theta, \psi, \gamma)$ – матрица направляющих косинусов; θ, ψ, γ – углы ориентации камеры; \bar{P}' – координаты опорной точки на плоскости видеоизображения.

Выбор и отслеживание опорных точек осуществляется при помощи алгоритмов детекторов и дескрипторов в видимом или инфракрасном диапазоне.

Повышение помехозащищенности навигационного решения. Повышение помехозащищенности навигационного решения производится за счет построения алгоритма комплексной обработки информации на основе инерциальных, радиотехнических и оптико-электронных измерений. Алгоритм комплексной обработки информации строится на основе алгоритма оптимального фильтра Калмана с использованием измерений приемника ГНСС (псевдодальностей) и измерений ОЭС (координаты опорных точек на плоскости видеокадра), то есть, такая схема комплексирования является сильносвязанной [4]. При этом вектор измерений системы представляет собой

$$\bar{Z}^T = \{\bar{Z}_{Б/С}, \bar{Z}_{Б/О}, \bar{Z}_{Б/РВ}, \bar{Z}_{Б/ВВ}\},$$

где $\bar{Z}_{Б/О}$, $\bar{Z}_{Б/С}$, $\bar{Z}_{Б/БВ}$, $\bar{Z}_{Б/РВ}$ – векторы измерений, содержащие в себе разность измерений БИНС и ОЭС, БИНС и ГНСС, БИНС и баровысотомера, БИНС и радиовысотомера соответственно.

Вектор измерений $\bar{Z}_{Б/С}$ определяется как

$$\bar{Z}_{Б/С} = \begin{bmatrix} \{\rho_1^Б - \rho_1^С & \rho_2^Б - \rho_2^С & \dots & \rho_m^Б - \rho_m^С\}^T \\ \{\dot{\rho}_1^Б - \dot{\rho}_1^С & \dot{\rho}_2^Б - \dot{\rho}_2^С & \dots & \dot{\rho}_m^Б - \dot{\rho}_m^С\}^T \end{bmatrix},$$

где $\rho_1^С, \rho_2^С, \dots, \rho_m^С$ – измерения приемника ГНСС; $\rho_1^Б, \rho_2^Б, \dots, \rho_m^Б$ – прогнозируемые измерения приемника ГНСС, вычисленные с использованием координат БИНС и эфемеридной информации ГНСС; m – количество спутников в рабочем созвездии ГНСС.

Вектор состояния системы выглядит следующим образом:

$$\bar{X}^T = \begin{bmatrix} \bar{X}_Б, \bar{X}_С, \\ \delta\bar{P}'_{мх}, \delta\bar{P}'_{мы}, \delta\bar{P}'_{мz}, \delta\bar{P}'_{кx}, \delta\bar{P}'_{ky}, \delta\bar{P}'_{kz}, \\ \delta\bar{P}'_{x_1}, \delta\bar{P}'_{y_1}, \delta\bar{P}'_{z_1}, \dots, \delta\bar{P}'_{x_n}, \delta\bar{P}'_{y_n}, \delta\bar{P}'_{z_n}, \\ \bar{X}_{РВ}, \bar{X}_{БВ}, \\ \Delta\rho_1, a_1, b_1, \dots, \Delta\rho_l, a_l, b_l \end{bmatrix},$$

где $\bar{X}_Б$ – вектор, описывающий погрешности БИНС [5]; $\bar{X}_С$ – вектор, описывающий медленноменяющиеся погрешности измерений приемника ГНСС [6]; $\delta\bar{P}'_{мх}, \delta\bar{P}'_{мы}, \delta\bar{P}'_{мz}$ – погрешности измерений ОЭС, вызванные погрешностями алгоритма определения координат опорных точек на основе видеоизображения; $\delta\bar{P}'_{кx}, \delta\bar{P}'_{ky}, \delta\bar{P}'_{kz}$ – погрешности измерений ОЭС, вызванные дисторсией оптической системы и ошибкой в определении фокусного расстояния; $\delta\bar{P}'_{x_1}, \delta\bar{P}'_{y_1}, \delta\bar{P}'_{z_1}, \dots, \delta\bar{P}'_{x_n}, \delta\bar{P}'_{y_n}, \delta\bar{P}'_{z_n}$ – погрешности ОЭС, вызванные случайными смещениями опорных точек на видеоизображении; n – количество используемых опорных точек; $\bar{X}_{РВ}, \bar{X}_{БВ}$ – векторы, описывающие медленноменяющиеся погрешности радиовысотомера и баровысотомера соответственно; $\Delta\rho_1, a_1, b_1, \dots, \Delta\rho_l, a_l, b_l$ – волновые коэффициенты модели погрешностей приемника ГНСС, расширяющие вектор состояния при наличии погрешностей в сигналах ГНСС неопределенного вида [7]; l – количество «проблемных» измерений приемника ГНСС.

Заключение. В работе предложен способ повышения помехозащищенности навигационного комплекса БПЛА путем включения в его состав дополнительной автономной оптико-электронной системы. Описан подход к построению алгоритма комплексной обработки информации на основе сильносвязанной схемы комплексирования с использованием информации от приемника ГНСС, БИНС и оптико-электронных измерений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Корченко А.Г., Ильяш О.С.** Обобщенная классификация летательных аппаратов. Сборник научных трудов Харьковского университета воздушных сил, выпуск 4(33), 2012.
2. **Warner J.S., Johnston R.G.** GPS Spoofing Countermeasures. CPP Vulnerability Assessment Team, Los Alamos National Laboratory, Los Alamos, New Mexico, 2003. Johnson L.M. Modelling. *Science*. 1998. Vol. 2. № 3. P. 13–17.
3. **Краснопевцев Б.В.** Фотограмметрия. – М.: УПП «Репрография» МИИГАиК, 2008.
4. **Соловьев Ю.А.** Комплексирование глобальных спутниковых радионавигационных систем с другими навигационными измерителями (обзор) // Радиотехника. 1999. № 1.
5. **Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А.** Навигационные приборы и системы: учеб. пособие для вузов. Под ред. И.И. Помыкаева. – М.: Машиностроение, 1983.
6. Вавилова Н.В., Голован А.А., Парусников Н.А., Трубников С.А. Математические модели и алгоритмы обработки измерений спутниковой навигационной системы GPS. Стандартный режим. – М.: Издательство МГУ, 2009.
7. **Антонов Д.А.** Бортовой навигационный комплекс повышенной помехозащищенности с переменной структурой для БПЛА. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Режим доступа: <https://www.dissercat.com/content/bortovoi-navigatsionnyi-kompleks-povyshennoi-pomekhozashchishchennosti-s-pereменноi-struktur>

A.V.Savkin, M.S.Ryabinkin. (Moscow Aviation Institute (National Research University)). **Navigation system using optoelectronic measurements for perspective unmanned aircraft**

A method of increasing the noise immunity of a navigation system of a middle class unmanned aircraft by including an optical-electronic system in its composition is considered. The approach to the construction of such a system and algorithms of the navigation complex based on inertial, radio-technical and optical-electronic measurements is shown.

Ч. И. НГУЕН, Е. С. СОЛЯНКО

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»)

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОГО ВАГОНА ПО СИГНАЛАМ ПРИЕМНИКА СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Рассматривается метод повышения точности определения траектории движения объектов на примере железнодорожного вагона по данным, полученным от приемника спутниковой навигационной системы. Метод основан на аппроксимации данных с помощью нейронной сети.

Введение. Известно, что мониторинг рельсовых путей является особенно важной задачей при эксплуатации железных дорог. Создание систем онлайн-мониторинга является насущной потребностью и выглядит выполнимым в свете развития цифровых технологий, интернета, технологий Индустрии 4.0. Для этого необходимо создавать высокоточные электронные карты рельсовых путей. Сегодня при наличии доступа к системам дифференциальной коррекции глобальных навигационных спутниковых систем становится возможным определять положение объекта с точностью до нескольких сантиметров [1]. Однако создание станций дифференциальной коррекции требует больших затрат. Исходя из этой проблемы, предлагается осуществлять построение электронной карты рельсовых путей на основе применения приемной аппаратуры спутниковых навигационных систем (ПА СНС) путем повышения точности определения местоположения до несколько сантиметров благодаря использованию многократных проездов по одному и тому же участку рельсового пути.

Предложенное решение. В последние годы широкое применение получает искусственный интеллект, в том числе и в области навигации. Во многом такой подход ассоциируется с нейронными сетями, нередко используемыми для построения обучаемых (адаптивных) динамических систем, не требующих жесткой привязки к моделям [2].

Задача построения карты железнодорожного пути по данным ПА СНС решается с помощью обобщенно-регрессионной нейронной сети (ОРНС). Ее основным достоинством является большая скорость обучения, кроме того, такая сеть дает возможность определять средневзвешенную оценку, что важно для задачи аппроксимации линии железной дороги [3]. На рис. 1 представлена схема ОРНС, состоящая из четырех слоев: входного, двух скрытых и выходного.

Данные ПА СНС, полученные в виде долготы, широты и высоты, преобразуются в координаты системы $oxuz$ (ось ox направлена на север, ось oy направлена на восток, ось oz направлена вертикально вниз).

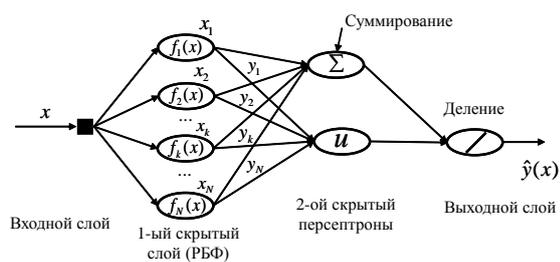


Рис. 1. Схема ОРНС

На схеме рис. 1 обозначено:

x – северная координата аппроксимируемой точки пути, значение которой находится в интервале (x_{\min}, x_{\max}) ;

x_k, y_k – заданные значения северной и восточной координаты k -ой точки на исследуемом пути по данным ПА СНС.

N – количество точек обучения (x_k, y_k) (чем больше проездов, тем больше точек для обучения).

В первом скрытом слое используются радиально-базисные функции (РБФ) [3]:

$$f_k(x) = e^{-\frac{(x-x_k)^2}{2\sigma^2}}, (k=1, \dots, N), \quad (1)$$

где σ - ширина РБФ, которая определяется эмпирическим путем на этапе обучения, исходя из погрешности аппроксимации.

На втором скрытом слое вычисляется взвешенная сумма:

$$u = \sum_{k=1}^N y_k \cdot f_k(x), \quad (2)$$

В выходном слое вычисляется взвешенное среднее значение [3]:

$$\hat{y}(x) = \frac{u}{\sum_{k=1}^N f_k(x)}, \quad (3)$$

Для оценки качества аппроксимации методом ОРНС были использованы данные, полученные из ПА СНС, установленной на вагоне при 5 проездах по участку пути между станциями Санкт-Петербурга и Малой Вишеры туда и обратно в течение 2-х месяцев. Алгоритм ОРНС был реализован в Matlab при $\sigma=5$ (значение было выбрано эмпирическим путем). Из 5-и

Таблица 1

Зависимость СКО погрешности от числа проездов	
Количество проездов	СКО погрешности (м)
Начальная погрешность	1.056
1	0.734
2	0.458
3	0.307
4	0.188

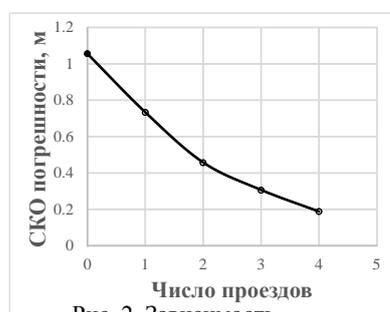


Рис. 2. Зависимость

СКО погрешности от числа проездов

проездов составлена 31 комбинация данных (31 сочетание из $n=5$ по $k = 1..5$). По каждой комбинации проездов после обучения были выбраны 200 произвольных значений x (не совпадают со значениями, использованными для обучения) от начала до конца пути. Далее определены значения $\hat{y}(x)$, которые сравнились со значениями, полученными таким же образом для эталонной комбинации по 5-и проездам. В результате определены среднеквадратические отклонения (СКО) погрешностей для разных комбинаций проездов, указанные в таблице 1. На основе этого был построен график зависимости СКО от числа проездов, представленный на рис. 2.

При анализе полученных данных было замечено: СКО погрешности ожидаемо уменьшается при увеличении количества проездов. Эта зависимость нелинейная, а погрешность стремится к определенному минимуму при конечном числе проездов. В данном случае при начальной погрешности 1,056 м СКО погрешности достигает значения 18,8 см через 4 проезда (следует учитывать, что за "эталон" был принят результат, полученный по 5-и проездам, очевидно, имеющий свою собственную погрешность, оценить которую на данном этапе не представлялось возможным).

Заключение. В работе проведены исследования возможности применения ОРНС для решения задачи навигации на рельсовом пути по данным ПА СНС. Подтверждена эффективность изложенного подхода. Зависимость, представленная на рис. 2, внушает оптимизм в достижимости с использованием предложенного метода для большего числа проездов сантиметровой точности определения местоположения подвижного объекта (вагона). Результаты работы могут использоваться для создания высокоточной электронной карты рельсового пути. В дальнейшем планируется получить функциональную зависимость, связывающую необходимое число проездов, желаемую точность определения местоположения и исходную погрешность ПА СНС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Покатаев Д.** Мониторинг подвижных объектов с сантиметровой точностью. Меньше мифов, больше реальности: Беспроводные технологии № 3, 2008, [Электронный ресурс].
2. **Саймон Хайкин.** Нейронная сеть. Полный курс, 2-ое издание: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. – 1104 с.

3. **Donald F. Specht.** A general Regression neural network. IEEE Transactions on neural network. 1991. Vol 2. № 6. P. 568-576.

T. Y. Nguyen, E.S. Solianko (ETU “LETI”, Saint Petersburg) **Increasing the accuracy of determining the motion trajectory of a railway carriage by signals from the receiver of the satellite navigation system.**

In this paper, we consider a method for improving the accuracy of determining the trajectory of objects using the example of a railway carriage based on data received from a receiver of the satellite navigation system installed on the carriage. The essence of the method is to use the neural network learning algorithm to solve the data approximation problem.

УДК 656.2

А. В. БОЛЬШАКОВА
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
им. В.И. Ульянова (Ленина))

СОВМЕСТНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ И МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ В ЗАДАЧЕ ДИАГНОСТИКИ ПОВЕРХНОСТНЫХ ДЕФЕКТОВ РЕЛЬСОВОГО ПУТИ

Рассмотрены возможности совместного использования акселерометров и магнитометрических датчиков в задаче диагностики поверхностных дефектов рельсов, что является первым шагом к созданию мультифизической системы диагностики рельсового пути.

Введение. Диагностика поверхностных дефектов может осуществляться как ручными, так и автоматизированными методами. Путьеизмерительные вагоны штатно оснащаются магнитометрическими датчиками. Однако данной информации недостаточно для полноценного определения дефектов поверхности катания рельсов. По заказу ОАО «Радиоавионика» путьеизмерительный вагон был дооснащен разработанной на кафедре ЛИНС СПбГЭТУ «ЛЭТИ» малогабаритной инерциальной системой диагностики рельсового пути (МИСД РП). Одновременное использование двух типов датчиков позволяет устранить недостатки, которые проявляются при их раздельной эксплуатации. Предлагаемый доклад посвящен совместному использованию микромеханических акселерометров и магнитометрических датчиков в задаче диагностики поверхностных дефектов.

Возможности совместного использования. При совместном использовании магнитометрических датчиков и акселерометров для диагностики рельсового пути возможны три варианта событий:

1. наблюдается резкий рост амплитуды сигналов магнитометрических датчиков и акселерометров;
2. рост амплитуды сигналов только акселерометров;
3. рост амплитуды сигналов только магнитометрических датчиков.

При прохождении колесом зоны изменения структуры поверхности катания (это может быть поверхностный дефект или стык) возникают вертикальные ускорения. Они регистрируются акселерометрами, входящими в состав инерциального измерительного модуля, установленного на буксовых узлах тележки вагона [1].

Таким образом, только по показаниям акселерометров нельзя отличить стык от поверхностного дефекта. Как при разрыве рельсовой нити (болтовой стык), так и при изменении материала рельса (сварной стык) возникают изменения тангенциальной составляющей поля над головкой продольно намагниченного рельса, фиксируемые магнитометрами, что позволяет точно определять прохождение стыка [2]. На рисунке 1 представлены вертикальные ускорения, регистрируемые акселерометрами с диапазоном $\pm 5g$ и $\pm 35g$ (график над кадром видеофиксации) и магнитометрических датчиков (нижний график) при прохождении стыка, а также кадр из видеофиксации, подтверждающий вид определяемого события. Также на графике сверху присутствует корреляция сигналов акселерометров, установленных на буксовых узлах следом идущих колес, приведенных к единой путевой координате. Повторяемость данных сигналов является критерием обнаружения дефекта. Вид сигнала магнитометра различен при стыке и стыке с накладкой (металлической пластиной, соединяющей два рельса по шейке). В первом случае наблюдается лишь резкое изменение амплитуды сигнала, связанное со стыком. При стыке с накладкой на границе сигнала, характерного для стыка, присутствуют незначительные увеличения амплитуды, вызванные изменением поля в области болтового соединения рельса и накладки. Однако различить болтовой стык от сварного по показаниям магнитометров не пред-

Научный руководитель к.т.н доцент Шалымов Р.В.

ставляется возможным. Вместе акселерометры и магнитометрические датчики позволяют однозначно обнаружить стык.

Рассмотрим второй вариант событий, когда акселерометры регистрируют резкий рост вертикальной составляющей линейного ускорения, а в сигналах магнитометров при этом значительных изменений не наблюдается. Это означает, что поле продольно намагниченного рельса не изменяется, а значит, природа явления не связана со структурой материала, а с геометрией или с жесткостью конструкции. На рисунке 2 представлены сигналы акселерометров и магнитометрического датчика при прохождении дефекта рельса и кадр видеофиксации, подтверждающий тип дефекта. Колебания сигнала магнитометра имеют такую же величину, как и при движении по рельсам без дефектов. Здесь наблюдаются лишь незначительные изменения амплитуды, которые связаны с прохождением мест клеммо-болтовых соединений рельса со шпалами. Вблизи стыка с накладкой (рис. 1) данные колебания не наблюдаются, поскольку влияние цельной металлической пластины перевешивает изменения в сигнале, вносимые клеммо-болтовыми соединениями.

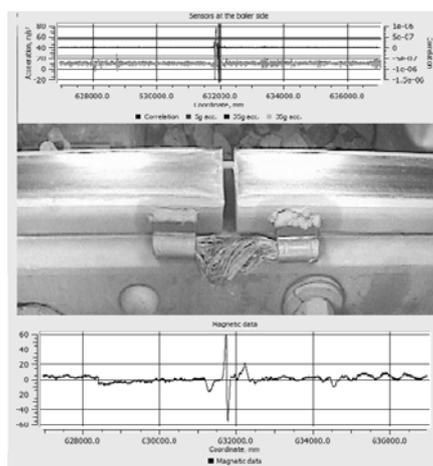


Рис. 1. Сигналы акселерометров и магнитометрического датчика при прохождении стыка и кадр видеофиксации рассматриваемого дефекта

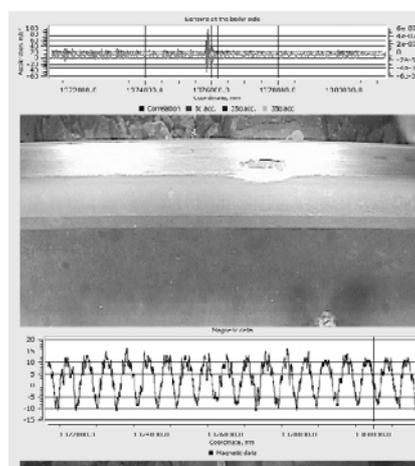


Рис. 2. Сигналы акселерометров и магнитометрического датчика при прохождении поверхностного дефекта рельса и кадр видеофиксации рассматриваемого дефекта

Длина неровности определяется шириной корреляционного максимума для сигналов акселерометров, установленных на двух следом идущих по одной рельсовой нити колеса тележки вагона, приведенные к единой путевой координате. Амплитуда дефекта определяется двойным интегрированием сигналов акселерометров [3].

Таким образом, совместное использование акселерометров и магнитометра позволяет однозначно разделить дефекты поверхности катания и рельсовые стыки.

Третий вариант возможных событий при совместном использовании акселерометров и магнитометрических датчиков – в сигнале магнитометра наблюдается увеличение амплитуды при отсутствии изменений в инерциальном канале. Кратковременное увеличение амплитуды сигнала магнитометра может свидетельствовать, например, о помехах, вносимых кабелем, проложенным под рельсошпальной решеткой в данном месте. Длительное увеличение амплитуды сигнала магнитометра соответствует моменту близкого расположения рамного рельса и остряка или контррельса (рис. 3) [4]. Таким образом, по показаниям магнитометрических датчиков можно определять координаты начала и конца стрелочного перевода.

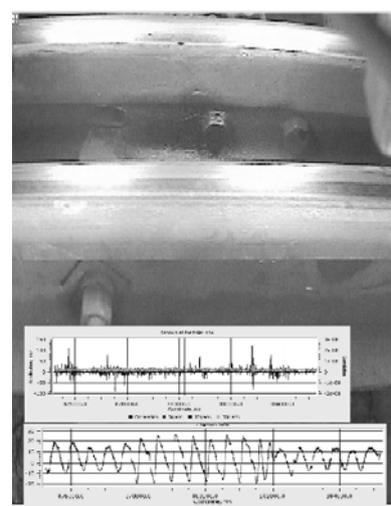


Рис. 3. Сигналы акселерометров и магнитометрического датчика при прохождении стрелки и кадр видеофиксации рассматриваемого дефекта

Заключение. Исследование возможностей совместного использования акселерометров и магнитометрических датчиков в вопросе диагностики рельсового пути – первый шаг в построении мультифизической системы диагностики рельсов. При совместной обработке различных типов датчиков удастся получить более полную информацию о состоянии рельсов, чем при отдельном их использовании.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Сунгуров Д.В., Шалымов Р.В.** Инерциальный метод диагностики рельсового пути с учетом состояния поверхностей катания колес вагона Сб. докл. XVI НТК молодых ученых «Навигация и управление движением»// С.-Петербург: ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 49-55.
2. Радиоэлектронные комплексы многоцелевого назначения: сборник научных трудов. Юбилейный выпуск. 1991-2011/ открытое акционерное общество «Радиоавионика». СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2011. 400с.
3. **Подгорная Л.Н.** Разработка и исследование интегрированной инерциальной системы диагностики рельсового пути на микромеханических чувствительных элементах, 05.11.16 – информационно-измерительные и управляющие системы (приборостроение), Автореферат.
4. **D.Yu. Larionov, L.N. Podgornaya, A.N. Tkachenko, R.V. Shalymov** Detection and Classification of Rail Track Flaws Proceedings of the 20th Anniversary Conference of Young Scientists “Navigation and Motion Control”, 2018

A.V.Bolshakova (St.-Petersburg State Electrotechnical University “LETI”). **Joint Use of Inertial and Magnetometric Sensors in the Problem of Railway Track Surface Defects Diagnostic**

The paper considers the possibilities of joint use of inertial and magnetometric sensors in the task of surface rail defects diagnostic, which is the first step to creating a multiphysics system railway track diagnostic.

УДК 681.51

Н.А. ЩЕТКИН

(Центральный научно-исследовательский институт автоматики и гидравлики, Москва)

ВОЗМОЖНОСТИ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Исследуется влияние облачности на возможность и точность перспективного метода навигации космических аппаратов по изображениям подстилающей поверхности при отсутствии доступа к глобальным спутниковым навигационным системам.

Введение. Автономная навигация космического аппарата (КА) заключается в определении собственных координат, скорости, а также прогнозировании дальнейшей траектории движения без непосредственной связи с Землей. В настоящее время для этой цели большинство КА используют глобальные спутниковые навигационные системы, такие как GPS, ГЛОНАСС, ГАЛИЛЕО. В случае отказа бортовых приемников спутниковой навигации или продолжительных радиопомех для обеспечения автономной навигации КА могут использоваться изображения подстилающей поверхности. В докладе исследуются возможности такого решения на примере низкоорбитального КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) схожего по характеристикам с «АИСТ-2Д» [1].

Автономная навигация по изображениям подстилающей поверхности. Определение координат КА по изображениям подстилающей поверхности основано на сравнении текущего изображения с эталонным изображением, заложенным в память КА, с помощью корреляционно-экстремального метода [2]. В работе [3] показано, что алгоритм, основанный на анализе «особых пикселей» перспективных космических снимков, позволяют определить координаты КА с точностью 3-20 км в направлениях вдоль оси движения и поперек орбиты движения спутника и 2-3 км по высоте при высоте полета, равной 410 км, и цене пикселя около 3 м/пиксель. Результаты математического моделирования показывают, что изображения от КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» (высота полета 480 км, цена пикселя 1,5 м/пиксель), снятые в надир, то есть вертикально вниз, позволяют определить координаты КА со среднеквадратичной ошибкой позиционирования 5 м в продольном и поперечном направлениях и 100 м по высоте.

Скорость КА вычисляется по координатам КА, взятым в различные моменты времени. Наибольшую эффективность показал расчет скорости по координатам, вычисленным по двум снимкам, снятым с интервалом 150 с и временем записи 30 с (длина снимка около 240 км). Такой способ позволяет хранить в памяти КА информацию только о двух широтных поясах для коррекции, под которыми понимаются фрагменты земной поверхности, находящиеся на заданной широте и заполненные эталонной информацией. Прогноз движения КА основывается на данных о координатах и скорости и учитывает 70 гармоник поля силы тяготения Земли [4]. Влияние притяжения Солнца и Луны, давления солнечного света не учитывается, что в соответствии с [5] при трехсуточном прогнозировании дает ошибку порядка 1,5 км.

В таблице 1 приведены абсолютные ошибки прогнозирования координат КА по продольному, поперечному направлению и по высоте в случае самого неблагоприятного определения координат КА и последующего определения скорости, полученного в ходе математического моделирования для различных участков коррекции. Расчет истинной траектории производился методами математического моделирования по данным действительной траектории КА ДЗЗ «АИСТ-2Д». На рисунке 1 представлен график радиальной ошибки позиционирования КА.

Таблица 1

Зависимость ошибки прогноза положения КА от числа витков в километрах			
Номер витка	Продольная ошибка	Поперечная ошибка	Ошибка высоты
1	2.52	0.087	0.102
2	5.04	0.155	0.106

Научный руководитель: д.т.н., главный научный сотрудник Теслер М. Э.

3	7.57	0.202	0.111
4	10.10	0.228	0.119
5	12.62	0.232	0.128
6	15.15	0.213	0.138
7	17.68	0.172	0.149
8	20.21	0.107	0.162
9	22.74	0.020	0.176
10	25.27	0.089	0.191
11	27.80	0.221	0.207
12	30.34	0.375	0.224
13	32.87	0.549	0.244
14	35.41	0.742	0.264
15	37.94	0.952	0.286
16	40.48	1.179	0.309

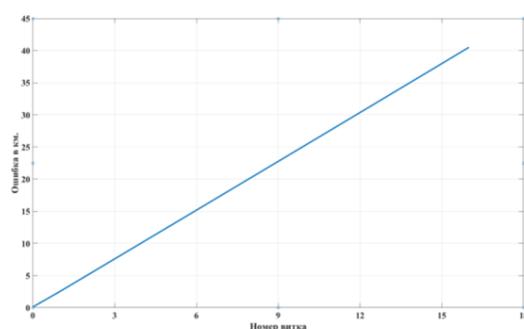


Рис. 1. Радиальная ошибка позиционирования КА

Влияние облачности на коррекцию. Очевидно, что сплошная облачность, а также океаны, на космическом снимке не позволят сравнить его с эталоном и определить координаты КА. Для учета влияния облачности по данным вероятности безоблачной погоды [6] в 120 городах сформирована стохастическая модель облачности, определяющая функции распределения вероятности совершения снимка с облачным покрытием не выше заданного для выбранного участка суши в выбранный месяц года для диапазона северных широт от 30° до 54° . Проведено математическое моделирование непрерывной съемки для КА на выбранных широтах с учетом влияния облачности в течение 10000 циклов, продолжительность одного цикла равнялась одному году, для учета смены времен года. Для оценки времени между коррекциями используются понятия: наибольший ожидаемый интервал времени между коррекциями, определяемый как количество витков необходимых для обеспечения вероятности коррекции не менее 0.9998, и среднее количество витков между коррекциями.

Моделирование непрерывной съемки в диапазоне северных широт от 30° до 54° показало, что вероятность успешной безоблачной съемки на низких широтах существенно выше, чем на высоких, особенно в зимние месяцы. Так наибольший ожидаемый интервал времени между коррекциями для 30° - 36° с.ш. равен 13 виткам, среднее число витков равно 3.5, для 48° - 54° с.ш. эти параметры превышают 16 и 4.5 витков соответственно.

Устойчивость цикла полета и коррекции по изображениям местности. В результате моделирования непрерывной съемки на различных широтах выявлено, что между коррекциями проходит обычно 1, 2, 4, 6 или 7 витков. В случае коррекции на низких широтах ошибка позиционирования, соответствующая наибольшему ожидаемому интервалу времени, равному 13 виткам, составляет 32.9 км. По данным моделирования использование метода сравнения эталона и текущего снимка позволяет корректировать координаты КА и компенсировать накопленную ошибку позиционирования свыше 35 км. Это приводит к возможности построить прогноз дальнейшего движения КА с достаточной точностью, определить время включения съемочной аппаратуры и совершить следующую коррекцию. Таким образом, обеспечивается непрерывность и устойчивость цикла полета и коррекции на продолжительном интервале времени.

Заключение. Устойчивая автономная навигация низкоорбитального искусственного спутника Земли по изображениям подстилающей поверхности в течение продолжительного време-

ни возможна при условии коррекции данных о положении спутника в северных широтах от 30° до 36° методом сравнения эталонных и текущих изображений. Актуальными направлениями дальнейших исследований являются разработка способа компактного хранения эталонов в памяти космического аппарата и автономное выделение облачных участков на снимках, особенно с заснеженной или светлой подстилающей поверхностью.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кирилин 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: СамНЦРАН, 2017. 324 с.
2. **Красовский А. А., Белоглазов И. Н., Чигин Г. П.** Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. М.: «Наука», 1979.
3. **Микрин Е.А., Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваяев Д.Ю.** Отработка на МКС технологии автономной навигации с помощью съемок экипажа для задачи облета Луны // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. СПб, 2018. 387 с.
4. Montenbruck O., Gill E. Satellite Orbits: Models, Methods and Application. Springer. 2000. P. 369.
5. **Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Семёнов А.С., Краснополяский И.А., Почукаев В.Н., Марков Ю.Г., Перепёлкин В.В.** Высокоточный прогноз орбит космических аппаратов, анализ влияния различных возмущающих факторов на движение низкоорбитальных и высокоорбитальных КА // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. 2014. С. 77–88.
6. Weather Spark [Электронный ресурс] / Cedar Lake Ventures, Inc. URL: <https://weatherspark.com> (дата обращения: 01.11.2019)

N.A. Shchetkin (Central Automatic and Hydraulic Research Institute, Moscow). **Requirements to formatting the papers of the Conference of Young Scientists “Navigation and Motion Control”**

This paper is about the cloud cover influence in possibility and accuracy of prospective spacecraft navigation method by land imagery without access to information from global navigation satellite systems.

УДК 629.7.018.77

А. Д. ГРЕХНЕВА, И. А. КОПЫЛОВ
(АО «Летно-исследовательский институт имени М. М. Громова», г. Жуковский)

ТРАЕКТОРНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В УСЛОВИЯХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ПОМЕХ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Изложен алгоритм комплексной обработки информации приемника спутниковых навигационных систем и инерциальной навигационной системы, применяемый для оценки траекторных параметров летательного аппарата при проведении летных испытаний. Исследованы погрешности оценок траекторных параметров в зависимости от интервала между двумя соседними обновлениями данных приемника. Приведен график высоты, определенной в испытательном полете в зоне действия радиотехнических помех при длительном отсутствии данных приемника спутниковой навигации.

Введение. В состав пилотажно-навигационного комплекса современных летательных аппаратов входит приемник спутниковых навигационных систем (СНС), обладающий высокими точностными характеристиками. Навигационные параметры приемник СНС вычисляет на основе принятых сигналов от видимых навигационных спутников. Уровень получаемых сигналов достаточно слабый, и они подвержены воздействию естественных и искусственных помех [1]. В последние годы разрабатываются аппаратные и алгоритмические методы защиты приемников СНС от воздействия возмущений [2, 3]. Помехоустойчивые приемники СНС включаются в состав пилотажно-навигационного оборудования самолетов. Для их отработки и оценивания функционирования в условиях радиотехнических помех проводятся специальные летные испытания. Оценивание функционирования помехозащищенных приемников СНС требует формирования траекторных параметров на протяжении всего полета.

Для обеспечения летных испытаний самолетов широко используется комплекс бортовых траекторных измерений (далее – Комплекс) [4], который производит регистрацию выходных параметров бортового навигационного оборудования и вычисление траекторных параметров на основе дифференциального режима обработки измерений СНС. На интервалах воздействия радиотехнических помех информация приемника СНС не обновляется. Для формирования траекторных параметров на протяжении всего полета, включая интервалы действия радиотехнических помех, применяется комплексная обработка информации (КОИ) дифференциального режима приемника СНС из состава Комплекса и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) из состава бортового оборудования, информация которой регистрируется в Комплексе.

В докладе рассмотрен алгоритм восстановления траекторных параметров при пропадании сигнала от СНС. Проанализирована точность полученных результатов применения алгоритма для обработки данных летных испытаний.

Описание алгоритма получения траекторных параметров. Эффективность процедуры КОИ, основанной на калмановской фильтрации, на протяженных интервалах отсутствия данных СНС не всегда оказывается удовлетворительной, что связано с неточностью знания модели ошибок БИНС. В работе используется более надежный способ восстановления траекторной информации в периоды пропадания данных СНС. Алгоритм восстановления данных при пропадании сигналов от навигационных спутников между двумя соседними обновлениями информации приемника СНС сводится к следующей последовательности действий.

Шаг 1. Синхронизация параметров по времени с помощью линейной интерполяции. Выбор величины интервала между двумя соседними значениями времени, на которые вычисляются параметры КОИ, производится пользователем. Частота формирования параметров КОИ задается целым числом от 1 Гц и до частоты регистрации параметров БИНС. Все моменты обновления составляющих скорости от БИНС приводятся к моментам вычисления параметров КОИ.

Шаг 2. Вычисление составляющих вектора скорости. При проведении комплексной обработки информации СНС и БИНС ставится задача получения составляющих вектора скорости КОИ с погрешностью, не превышающей по своим характеристикам характеристики погрешно-

сти скорости дифференциального режима СНС. Заметим, что использование дифференциального режима на маневре существенно сказывается на точности определения скорости. Составляющие вектора скорости КОИ рассчитываются для каждого интервала между двумя соседними обновлениями информации приемника СНС. Модель погрешности скорости БИНС считается на интервале линейной, параметры модели вычисляются по разностям скоростей БИНС и приемника СНС на концах интервала.

Шаг 3. Вычисление координат объекта. Координаты объекта формируются с использованием интегрирования вычисленной на шаге 2 скорости КОИ и координат дифференциального режима СНС отдельно на каждом интервале между двумя соседними обновлениями навигационной информации приемника СНС из состава Комплекса. Интегрирование производится вперед от начала интервала. На правом конце интервала интегрирования вычисляется погрешность – разность ΔX между результатом интегрирования скорости и координаты приемника СНС. В алгоритме предполагается, что погрешность проинтегрированной скорости на интервале интегрирования линейно изменяется от 0 до ΔX . Окончательно координаты объекта на интервале пропуска данных СНС определяются после вычитания поправки на погрешность интеграла.

Оценка вычисленных параметров КОИ. При разработке алгоритмов КОИ преследовалась цель получения параметров траекторного движения летательного аппарата с характерными значениями погрешностей, соответствующими характерным значениям погрешностей параметров дифференциального режима СНС, включая участки пропадания сигналов навигационных спутников. Оцениваются максимальные значения составляющих погрешностей параметров КОИ в зависимости от величины интервала ΔT . При оценивании предполагалось, что погрешность БИНС по скорости со временем изменяется с частотой Шулера с характерной амплитудой. Выбирался наихудший случай, когда интервал прогноза попал на участок, где поведение погрешности по скорости БИНС максимально отличалось от линейной функции времени.

Анализ погрешностей показывает, что при разрыве информации СНС на время не более 5 мин погрешность КОИ по скорости при замене модели погрешности БИНС на линейную не превышает 0,04 м/с, что меньше характерной погрешности по скорости аппаратуры СНС, которая составляет величину порядка $0,1 \div 0,2$ м/с, и практически совпадает с предельной погрешностью выработки скорости Комплексом при непрерывном поступлении данных СНС.

Если интервал времени ΔT не превосходит 5 мин, то погрешность координат КОИ может увеличить погрешность дифференциального режима СНС не более, чем на 1 м. Для 10-минутного перерыва в обновлениях данных приемника СНС погрешность КОИ может увеличить погрешность на величину порядка 5 м. При дальнейшем увеличении длительности интервала пропадания данных приемника СНС погрешность координат КОИ значительно возрастает, достигая 40 м при $\Delta T = 20$ мин.

Пример формирования траекторных параметров при воздействии радиотехнических помех. Работа предложенного алгоритма КОИ иллюстрируется на материалах летных испытаний летающей лаборатории в условиях искусственно создаваемых радиотехнических помех. На борту самолета был установлен помехоустойчивый приемник СНС. Комплекс обеспечивал регистрацию информации бортовых систем и необходимых данных для формирования траекторных параметров. Проведенное восстановление траекторных параметров с помощью КОИ позволило оценить функционирование испытываемого приемника СНС в условиях воздействия радиотехнических помех. На рис. 1 показана работа алгоритма КОИ на примере восстановления высоты на участке полета. Синим цветом изображены значения высоты дифференциального режима приемника СНС, красным – КОИ. Для качественной оценки результатов КОИ на рисунке зеленым цветом приведена барометрическая высота, которая не использовалась при формировании параметров КОИ. Показания баровысотомера соответствуют высоте, вычисленной по давлению для стандартной атмосферы. Алгоритм КОИ вычисляет высоту над эллипсоидом WGS-84. На рассматриваемом участке полета высота КОИ отличается от баровысоты в среднем на 450 м. Разность между высотой КОИ и барометрической высотой приведена на рис.1. Максимальные отклонения разности от среднего значения зависят от величины ΔT интервала пропадания и не превышают 30 м для интервалов ΔT порядка 16 мин.

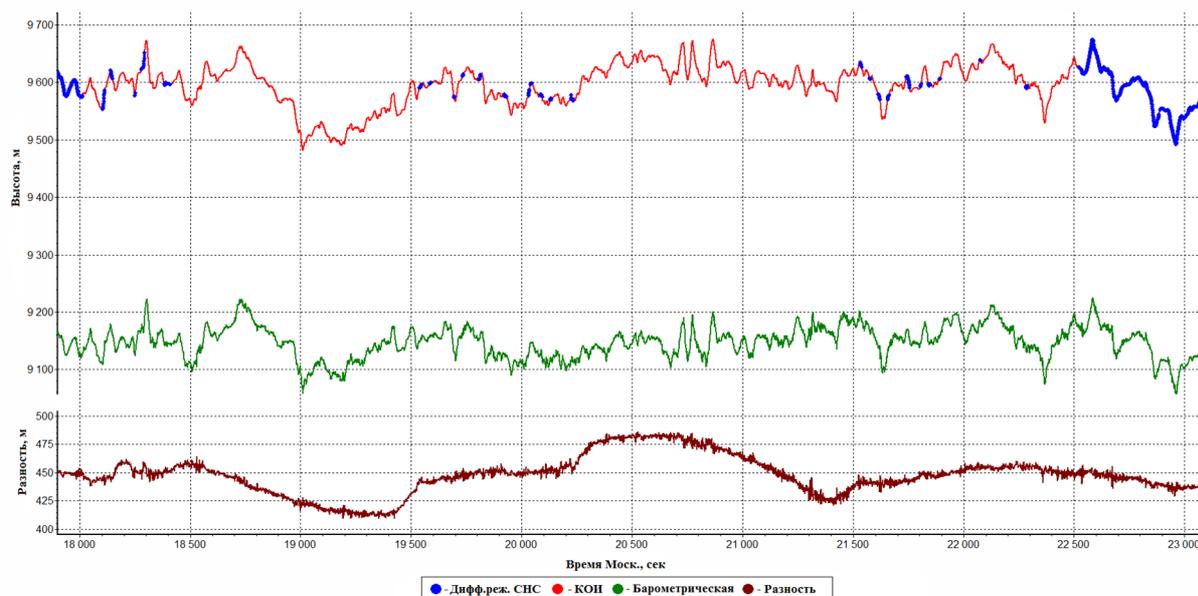


Рис. 1 Высота по данным дифференциального режима СНС, КОИ и БИНС на участке полета, разность между высотой КОИ и баровысотой

Заключение. Алгоритм КОИ, разработанный в Летно-исследовательском институте имени М.М. Громова, обеспечивает формирование траекторных параметров летательного аппарата в условиях радиотехнических помех с точностью характерной для аппаратуры СНС на интервалах времени до 10÷20 мин.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Дж. Т. Шмидт.** Эксплуатация навигационных систем на основе GPS в сложных условиях окружающей среды. Гироскопия и навигация. Т.27, № 1 (104), 2019. С. 3–21.
2. **Кинкулькин И.Е.** Глобальные навигационные спутниковые системы: алгоритмы функционирования аппаратуры потребителя. М.: Радиотехника, 2018. 325 с.
3. **Пат. RU 179926 U1.** Помехоустойчивая навигационная система / Мосиенко С.А.; заявл.28.09.17; опубл. 29.05.18.
4. **Харин Е.Г., Копылов И.А.** Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.

A.D. Grekhneva, I.A. Kopylov (АО «Gromov Flight Research Institute», Zhukovsky). «Trajectory measurements in the conditions of radio interference during flight tests»

The paper describes an algorithm for complex processing of information from the satellite navigation system receiver and the inertial navigation system, which is used for the trajectory parameters of the aircraft during flight tests. The study of parameter errors of complex information processing depending on the interval between two adjacent data updates of the satellite navigation system receiver is performed. An example of obtaining trajectory parameters during a test flight in the area of radio interference and long-term absence of data from the satellite navigation system receiver is given.

УДК 629.054

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ И УЧЕТ ДЕВИАЦИИ МАГНИТНОГО КАНАЛА РЕЗЕРВНОГО ПРИБОРА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Рассматривается решение задачи определения и учета девиации магнитного канала резервного прибора самолета. Предлагается алгоритм уменьшения погрешности определения проекций векторов магнитного поля Земли, основанный на методе наименьших квадратов, с последующим введением поправочных коэффициентов в вычислительный блок резервного прибора с целью уменьшения погрешности курса.

Введение. В составе любого летательного аппарата (ЛА) обязательным является размещение резервного прибора – устройства, предназначенного для измерения параметров полета, включающего, в том числе, и магнитный датчик. Из-за влияния возмущающих магнитных масс возникает погрешность определения магнитного курса – девиация (отклонение). Традиционный способ списания девиации магнитного измерительного канала доставляет определенные неудобства – самолет поворачивают на немагнитной площадке на 360° , определяя с помощью теодолита эталонный магнитный курс ЛА и измеренный курс через каждые 45° [1]. Работа посвящена алгоритму списания девиации магнитного датчика резервного прибора ЛА без такой трудоемкой операции на основе результатов лётных испытаний. При этом учитывается влияние работающего двигателя и убранного шасси, а также работающего оборудования.

Алгоритм списания девиации магнитного измерительного канала. В качестве основного прибора навигации на борту ЛА выступает прецизионная бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) на основе кварцевых акселерометров и лазерных гироскопов, измеряющая параметры полета, принимаемые за эталонные (предельная погрешность по крену, тангажу – не более $0,05^\circ$; погрешность по курсу – не более $0,1^\circ$) [2]. Резервный прибор состоит из БИНС на основе кремниевых акселерометров, волоконно-оптических гироскопов и магнитного датчика (для определения магнитного курса ЛА), конструктивно выполненного в виде обособленного блока, соединяющегося с резервным прибором технологическими жгутами. Резервный прибор расположен на приборной доске самолета, магнитный датчик – в месте наименьших возмущающих магнитных масс. В течение всего полета ЛА происходила запись данных с основного и резервного приборов. На основе обработки этих данных реализован алгоритм списания девиации магнитного канала резервного прибора.

Проекции магнитного поля Земли, измеряемые магнитным датчиком резервной системы на борту ЛА, искажаются собственными (инструментальными) погрешностями магнитного датчика, несовпадением измерительных осей магнитометра и осей ЛА (погрешность установки) и паразитным магнитным полем ЛА [3].

Алгоритм списания девиации основан на применении метода наименьших квадратов. Его блок-схема представлена на рис. 1.

Для коррекции поперечной проекции используется выражение

$$H_X = m_{11}H_X^{(H)} + m_{12}H_Y^{(H)} + m_{13}H_Z^{(H)} + m_{01},$$

в котором $m_{01}, m_{11}, m_{12}, m_{13}$ оцениваемые коэффициенты; $H_X^{(H)}, H_Y^{(H)}, H_Z^{(H)}$ – показания поперечного, продольного и нормального магнитных датчиков. Оценка вектора $\hat{m}^0 = [m_{01}, m_{11}, m_{12}, m_{13}]^T$ определяется как

$$\hat{m}^0 = \left[H_{X,Y,Z}^{(H)}(k)^T H_{X,Y,Z}^{(H)}(k) \right]^{-1} H_{X,Y,Z}^{(H)}(k)^T H_X(k),$$

где $H_{X,Y,Z}^{(H)}(k)$ – матрица показаний магнитного датчика резервного прибора; $H_X(k)$ – поперечная проекция вектора напряженности магнитного поля Земли; k – количество показаний. Структура $H_{X,Y,Z}^{(H)}(k)$, $H_X(k)$ поясняется на рис. 1. Для продольной и нормальной проекций используются аналогичные выражения.

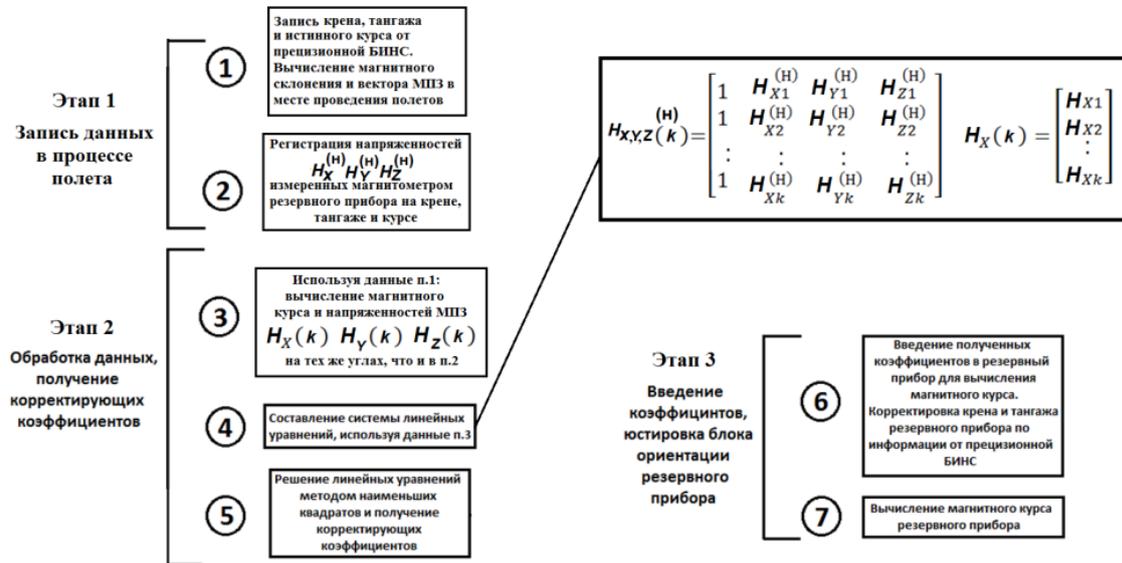


Рис.1. Алгоритм списания девиации

Таким образом, можно рассчитать напряженности магнитного поля на углах крена, тангажа и курса, полученных от основной БИНС. Затем при помощи поправочных коэффициентов скорректировать напряженности магнитного поля, измеренные резервным прибором.

В вышеописанном эксперименте была использована одна реализация данных и для оценки коэффициентов, и для проверки курса. Результаты проведенного полнатурного моделирования на основе данных телеметрии реального полета высокоманевренного ЛА представлены на рис. 2.

Анализ результатов использования предложенного алгоритма позволяет сделать вывод об уменьшении погрешности определения курса ЛА.

Заключение. Для определения и учета девиации магнитного измерительного канала резервного прибора целесообразно использование предложенного алгоритма. Из результатов коррекции видно, что погрешность определения угла курса снизилась в 2-3 раза и лежит в диапазоне $(-3 \div 3^\circ)$. Важно отметить, что для достижения необходимой точности требуется обеспечить связь между основным и резервными приборами ЛА. Кроме того, магнитный датчик должен иметь хорошие динамические характеристики, чтобы быстро реагировать на изменение положения ЛА в воздушном пространстве.

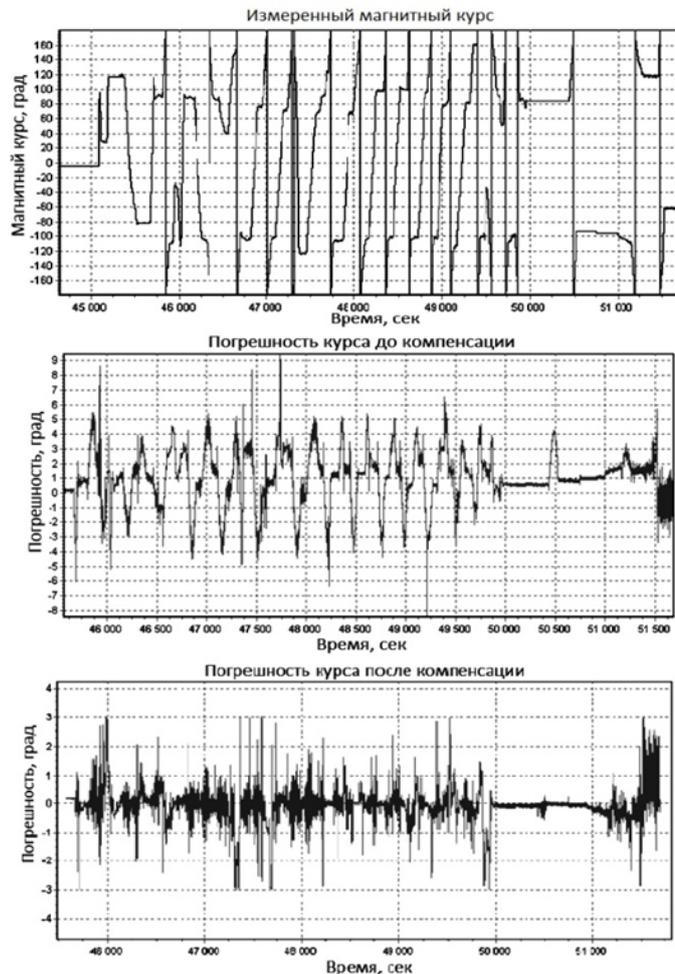


Рис.2. Погрешности магнитного курса

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. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
3. **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). **Determination and accounting of the deviation of magnetic channel of the reserve device on the results of flight tests.**

The solution to the problem of determining and accounting for the deviation of the magnetic channel of the backup device of the aircraft is considered. An algorithm is proposed to reduce the error in determining the projections of the earth's magnetic field vectors, based on the least squares method, followed by the introduction of correction coefficients in the computing unit of the backup device in order to reduce the course error.

УДК 681.51

Н. И. БАБУХИН, О.С. БАЛАБАЕВ
(Тульский государственный университет)

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ

Комплексирование разных источников навигационной информации позволяет существенно повысить точность определения траектории движения подвижного объекта (ПО). В данной работе представлена навигационная система, использующая монокулярный визуальный одометр (ВО), инерциальную навигационную систему (ИНС) и приёмную аппаратуру (ПА) спутниковых навигационных систем (СНС). Визуальная одометрия реализована с применением алгоритмов детектирования и отслеживания характерных особенностей на изображении с целью определения вращения ПО. Для определения вектора перемещения используется ИНС. После получения и предварительной статистической обработки координат ПА СНС выполняется их комплексирование с ВО и ИНС. Проведенный эксперимент показал высокую эффективность предлагаемой системы в условиях кратковременной потери сигнала ПА СНС.

Введение. В настоящее время мир переживает расцвет систем автопилотирования ПО. В связи с этим предъявляются высокие требования к точности и стабильности получения навигационных данных. Условия плотной застройки города или закрытые помещения не всегда позволяют использовать СНС для таких систем. Применение ВО с ИНС позволяет решить данные проблемы, но их работа связана с нарастанием погрешности с течением времени. Таким образом, наиболее эффективным подходом является комплексирование навигационных данных от СНС и ВО с ИНС. Одним из примеров реализации подобного комплекса является проект компании ООО «Яндекс» робот «Яндекс.Ровер» [1]. Это решение построено на обучающейся в процессе движения навигационной системе. В данной работе предлагается комплексная система и метод комплексирования ВО и ИНС с ПА СНС основанный на обработке данных без использования обучаемых моделей. Предполагается, что такое решение позволит получить более предсказуемые навигационные решения.

Работа комплексной системы. Последовательность работы предлагаемой комплексной системы:

1. Захват изображения с цифровой видеокамеры.
2. Нахождение особых точек на изображении с использованием алгоритма Oriented FAST and Rotated BRIEF (ORB) - ориентированный Features from Accelerated Segment Test (FAST) детектор и повернутый Binary Robust Independent Elementary Features (BRIEF) дескриптор [2].
3. Вычисление траекторий движения особых точек при помощи алгоритма Kanade-Lucas-Tomasi (KLT)[3].
4. Вычисление параметров камеры, при помощи пятиточечного алгоритма Нестерова во взаимодействии со статистической обработкой Random Sample consensus (RANSAC) – согласованность случайной выборки [4].
5. Расчёт углов ориентации оптической системы и получение вектора перемещения ПО.
6. Комплексирование данных монокулярного ВО и ИНС с данными ПА СНС.

Работа визуального одометра с поддержкой ИНС. После получения качественного изображения необходимо осуществить поиск особых точек на изображении и рассчитать их дескрипторы. На текущий момент времени наиболее эффективным и быстрым алгоритмом детектирования особых точек в момент поворота цифровой камеры является ORB. Принцип работы данного алгоритма основан на применении быстрого древовидного детектора FAST – функции ускоренного тестирования сегментов [5], и вычисления дескрипторов найденных характерных особенностей алгоритмом BRIEF – бинарные устойчивые независимые элементарные функции [6]. Для обеспечения более высокой инвариантности к повороту камеры выполняется вычисление угла ориента-

ции найденных особых точек. Полученные углы в дальнейшем используются для поворота окрестности характерных точек. Результатом применения алгоритма ORB являются координаты особых точек на изображении, по которым обеспечивается оценка движения ПО.

Для отслеживания полученных особых точек на последовательных кадрах применяется самый распространенный на сегодняшний день алгоритм KLT. На вход этого алгоритма подается последовательность кадров и координат найденных ранее особых точек, которые необходимо отслеживать. Результатом работы данного алгоритма являются траектории смещения особых точек. В случае если не удалось отследить минимально допустимое число особых точек (в экспериментальной системе 500 точек), то выполняется повторный захват изображения и повторение цикла детектирования.

На основе массива траекторий особых точек вычисляется гомография преобразования проективных плоскостей. Выражение для вектора координат особой точки в текущем кадре с учётом поворота и перемещения камеры в пространстве можно представить в следующем виде:

$$\tilde{x}' = R(\tilde{x} - \tilde{t}) \quad (1)$$

где R - матрица поворота размерности 3×3 , \tilde{t} – трехмерный вектор смещения случайной особой точки между кадрами, а \tilde{x} и \tilde{x}' – трехмерные векторы координат случайной особой точки между кадрами.

Для решения уравнения (1) необходимо учитывать ограничения оптической системы. Таким образом, нахождение матрицы поворота осуществляется путем решения следующего уравнения [4]:

$$E = K_2^{-T} [\tilde{t}]_x R K_1^{-1} \quad (2)$$

где: E – существенная матрица; $[\tilde{t}]_x$ – матричная перестановка случайных особых точек; K_1 и K_2 – калибровочные коэффициенты камеры.

Решение системы линейных уравнений (2) выполняется с помощью сингулярного разложения. Поскольку число неизвестных больше, чем число уравнений для выбора нужного решения из множества возможных используется пятиточечный алгоритм Нестерова со статистической обработкой RANSAC, который учитывает ограничения на матрицу вращения [6].

Полученная в результате работы ВО матрица вращения преобразуется в углы Эйлера-Крылова. Далее из матрицы R с привлечением данных ИНС формируются координаты ПО $P_{ВО}$. Расчёт координат производится в прямоугольной системе отсчёта.

Комплексирование навигационной информации. Для повышения точности спутниковой навигации данные от ПА СНС подвергаются обработке: отсеивание аномальных координат и отбраковка на основе статистических критериев.

В случае малых отклонений координат ВО с ИНС от координат СНС, комплексирование выполняется при помощи расчёта среднего взвешенного входных координат(4):

$$P_{\text{корр}} = \left(\frac{\sigma_{ВО}^2}{\sigma_{СНС}^2 + \sigma_{ВО}^2} \right) P_{СНС} + \left(\frac{\sigma_{СНС}^2}{\sigma_{СНС}^2 + \sigma_{ВО}^2} \right) P_{ВО}, \quad (3)$$

где $P_{\text{корр}}$ – координаты после коррекции; $P_{СНС}$ и $P_{ВО}$ – координаты, полученные по данным СНС и ВО; $\sigma_{СНС}^2$ и $\sigma_{ВО}^2$ – дисперсии соответствующих погрешностей.

Если отклонение траектории ВО велико относительно известной траектории СНС, то такая траектория корректируется методами векторной алгебры по контрольным точкам СНС. Контрольные точки представляют собой координаты СНС в момент их получения.

Проведение эксперимента. Проведение эксперимента осуществлялось путем установки изготовленного макетного образца на крышу движущегося автомобиля. В состав макета входит одноплатный компьютер RaspberryPi 4 и подключенная к нему камера OmniVision OV5647, ПА СНС Ublox Neo-6M, а также ИНС ADXL345.

На рисунке 1 показан результат комплексирования навигационной информации. С целью проверки работоспособности алгоритма траектория движения полученная от ВО с ИНС и СНС была разделена на сегменты. На первых двух сегментах сигнал СНС присутствует, после чего моделируется его потеря на каждом из сегментов. При этом в контрольных точках 4, 5, 6 выполняется точечная коррекция по данным СНС. Для анализа полученных результатов работы

ВО с ИНС и комплексирования используются координаты движения по СНС при стабильном сигнале на том же участке движения.

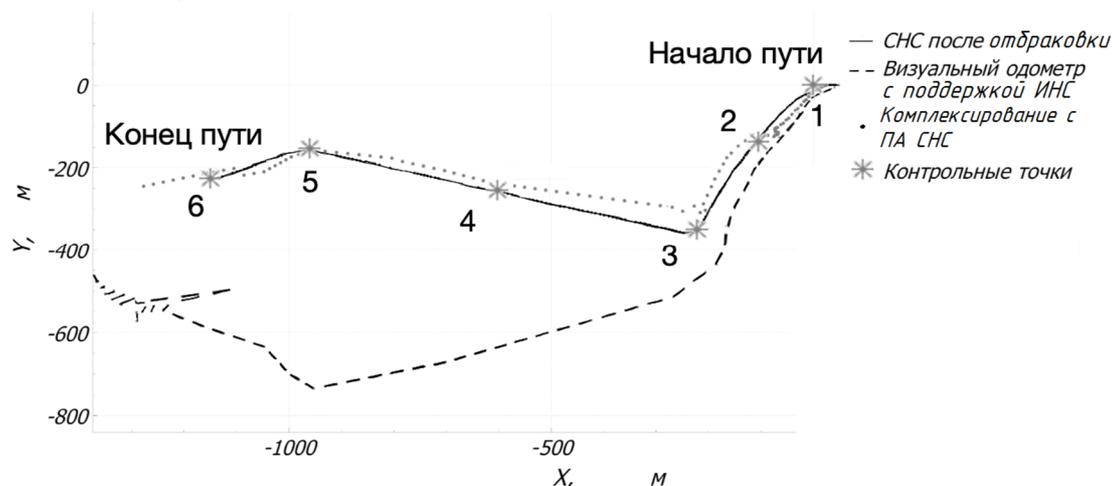


Рис. 1. Результат экспериментальной апробации

Видно, что на первых двух сегментах пути, полученные при помощи ВО, координаты не имеют больших отклонений от СНС. Здесь комплексирование производилось с имеющимися данными путём вычисления средневзвешенных координат (3). На траектории заметно смещение автомобиля по проезжей части многополосной дороги. Далее на участке моделирования потери сигнала СНС, комплексная система выполняет точечную коррекцию при помощи геометрической интерпретации траектории по контрольным точкам СНС.

Заключение. Результаты обработки экспериментальных данных показали, что применение разработанной системы навигации ПО позволяет существенно повысить надёжность обеспечения навигационной информацией в случае сбоя работы одного из её источников или при снижении качества навигационных данных каждой из подсистем в отдельности. Кроме того, применение визуальной одометрии позволяет учитывать актуальное состояние окружающей местности, что невозможно при использовании только инерциальной и спутниковой навигации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ровер - Роборт-курьер [электронный ресурс]. Режим доступа: <https://yandex.ru/blog/company/yandeks-rover-robot-dostavschik>. Загл. с экрана. (дата обращения: 11.02.2020г.).
2. E. Rublee, V. Rabaud, K. Konolige and G. Bradski, "ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF," 2011 International Conference on Computer Vision, Barcelona, 2011, P. 2564-2571.
3. Carlo Tomasi and Takeo Kanade. Detection and Tracking of Point Features. Carnegie Mellon University Technical Report CMU-CS-91-132, April 1991.
4. D. Nister, "An efficient solution to the five-point relative pose problem," in IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. 26, no. 6, P. 756-770, June 2004.
5. T. Drummond and E. Rosten, "Fusing Points and Lines for High Performance Tracking," in Computer Vision, IEEE International Conference on, Beijing, China, 2005 P. 1508-1515.
6. Apolloni, Bruno & Ghosh, Ashish & Alpaslan, Ferda & Jain, Lakhmi & Patnaik, Srikanta. (2005). Machine Learning and Robot Perception.

Babuhin N. I, Balabaev O. S (TSU, Tula). Complexing a satellite navigation system with an optical system for determining the motion trajectory.

The integration of different sources of navigation information can significantly improve the accuracy of determining the trajectory of a moving object (MO). This paper presents a navigation system using a monocular visual odometer (VO), an inertial navigation system (INS) and receiving equipment (RE) of satellite navigation systems (SNS). Visual odometry is implemented using algorithms for detecting and tracking characteristic features in the image in order to determine the rotation of the software. An INS is used to determine the displacement vector. After receiving and preliminary statistical processing of the coordinates of the RE SNS, they are integrated with the VO and INS. The conducted experiment has shown the high efficiency of the proposed system in the conditions of short-term signal loss of the RE SNS.

■ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ■

УДК 681.5.08

Т.М. АХМАДИЕВ

(Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
им. В. И. Ульянова (Ленина))

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЗОНАТОРНОГО ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

В среде Simulink моделируется резонаторный волоконно-оптический гироскоп, состоящий из: резонатора, источника света, фазовых модуляторов, блоков обработки сигнала и начального сканирования резонатора для определения начальной скорости. Исследуются ограничения, которые накладывает реализованный в рассмотренной модели способ измерения угловой скорости.

Введение. Одним из видов оптических гироскопов является резонаторный волоконно-оптический гироскоп (РВОГ). Отличием от обычного волоконно-оптического гироскопа является то, что угловая скорость измеряется не интерферометрическим способом, а по невязному сдвигу собственных частот пассивного волоконного кольцевого резонатора, вызванному эффектом Саньяка. Исследуемый РВОГ использует фазовые модуляторы для сканирования резонатора по частоте и изменения частоты излучения в оптических каналах РВОГ под собственные частоты резонатора [1]. Цель работы – исследование ограничений, которые накладывает такой способ измерения угловой скорости, для чего необходимо создание модели РВОГ, включающей описание резонатора, источника света, модулятора и блока обработки сигнала и частотного сканирования для определения начальной скорости.

Моделируемый резонатор. Исследуемый резонатор схематично представлен на рис. 1. Он образован замкнутым в кольцо участком оптического волокна, связанным за счет эффекта оптического туннелирования (нарушения полного внутреннего отражения) с двумя вспомогательными волокнами.

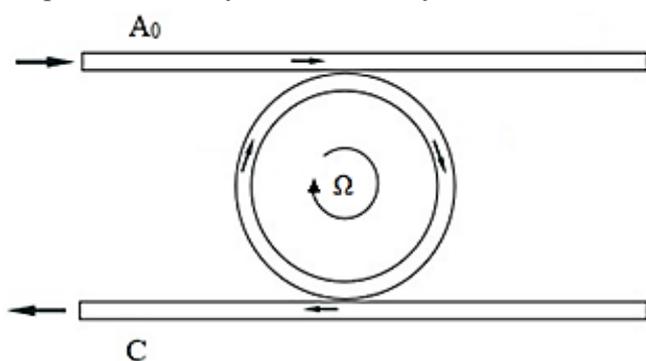


Рис. 1. Двухпетлевой резонатор

Свет вводится в волокно через порт A_0 , проникает в резонатор и направляется на фотоприемник через выход C . Энергетический коэффициент пропускания описанной системы (отношение интенсивности излучения на выходе C к интенсивности на входе A_0) [2] определяется из выражения

$$T(\varphi) = \frac{K_{c1}K_{c2} \exp(-\rho L / 2)}{1 + a - 2\sqrt{a} \cos(\varphi)}, \quad (1)$$

где $a = \exp(-\rho L)(1-K_{c1})(1-K_{c2})$; K_{c1} – энергетический коэффициент связи верхнего вспомогательного волокна с кольцевым; K_{c2} – энергетический коэффициент связи нижнего вспомогательного

Научный руководитель к.т.н., старший преподаватель кафедры Шалымов Е.В.

волокна с кольцевым; L – длина оптического контура резонатора, ρ – погонные потери, φ – набег фазы за один обход светом кольца резонатора. Последний можно выразить через частоту и фазу Саньяка:

$$\varphi = \frac{2\pi fNL}{c} \pm \frac{4\pi fS}{c^2} \Omega, \quad (2)$$

где f – частота излучения; N – эффективный показатель преломления; S – площадь резонатора; c – скорость света; Ω – угловая скорость. Параметры исследуемого резонатора: $K_{c1} = 0,21$; $K_{c2} = 0,17$; $\rho = 0,000071464$; $L = 14$ м; $N = 1,5$; $S = 1,4$ м².

Моделирование. В работе моделировался РВОГ, схематично изображенный на рис. 2. Рассмотрим принцип его работы. Лазер излучает свет, который попадает на фазовый модулятор (ФМ), изменяющий частоту по периодическому закону (по меандру) со средней частотой, равной собственной частоте неподвижного резонатора. Затем свет проходит разветвитель с изолятором (РиИ). Частота излучения в двух встречных оптических каналах РВОГ подстраивается под собственные частоты резонатора, смещающиеся из-за эффекта Саньяка. Свет заводится и выводится из резонатора с помощью направленных ответвителей (О). Блок обработки сигнала по показаниям фотоприемников (ФП) вырабатывает сигнал обратной связи для фазовых модуляторов и вычисляет угловую скорость.

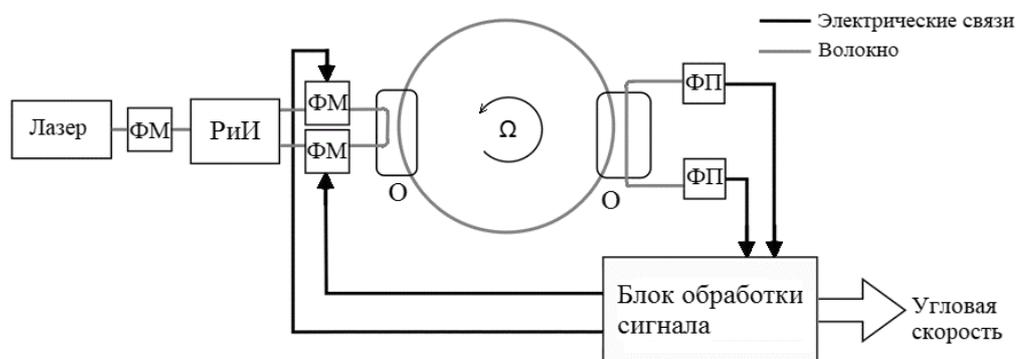


Рис. 2. Схема моделируемого РВОГ

Описанный выше РВОГ смоделирован в среде Simulink. Модель успешно обрабатывает измерение как постоянной, так и динамически изменяющейся угловой скорости. Также с использованием этой модели исследовались ограничения, рассмотренного способа измерения угловой скорости. Результаты моделирования показали, что величина частоты модуляции ограничивает диапазон угловых ускорений, в которых способен работать гироскоп. Данное ограничение не является жестким: при частоте модуляции 70 кГц максимальное угловое ускорение, которое модель успешно обрабатывает, равно 56000 рад/с². Также при рассмотренном способе измерения РВОГ не способен адекватно измерять угловую скорость, если в момент включения она превышает некоторую величину, определяемую добротностью резонатора – 1 рад/с для моделируемого резонатора. Эта проблема была решена за счет частотного сканирования резонатора при включении прибора, которое затем было реализовано в модели.

Заключение. Создана в среде Simulink компьютерная модель РВОГ, которая включает резонатор, источник света, фазовые модуляторы, блок обработки сигнала и частотного сканирования для определения начальной скорости. Исследованы ограничения, которые накладывает реализованный в модели РВОГ способ измерения угловой скорости. Основным ограничением является начальная скорость, в то время как максимальное ускорение, при котором подобный гироскоп способен правильно измерять угловую скорость, сложно превысить. В дальнейшем планируется реализовать рассмотренный РВОГ на практике.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Hui Li, Liying Liu, Zheli Linю** Double closed-loop control of integrated optical resonance gyroscope with meansquare exponential stability. Optics Express, vol. 26 No.2. 22 января 2018. С 1145.
2. **В. Ю. Венедиктов, Ю. В. Филатов, Е. В. Шалымов.** “О возможности использования фазовой характеристики кольцевого интерферометра в микрооптических гироскопах”. Квантовая электроника, 44:12, 2014. С. 1145–1150

T.M. Akhmadiev (St.-Petersburg State Electrotechnical University “LETI”). **Study of resonator fiber optical gyroscope**

A two-loop resonator fiber-optic gyroscope is simulated. The restrictions imposed by the method of measuring the angular velocity implemented in it are investigated. Simulation is done in Simulink environment.

УДК 681.787

Т.М. АХМАДИЕВ, Е.В. ШАЛЫМОВ
 (Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
 им. В. И. Ульянова (Ленина))

ПРИМЕНЕНИЕ МОДУЛЯТОРА МАХА-ЦАНДЕРА С ПАССИВНЫМ КОЛЬЦЕВЫМ РЕЗОНАТОРОМ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Рассматривается новый подход к построению и принципу работы резонаторного микрооптического гироскопа. Предложенный подход не требует сканирования резонатора по частоте и реализуется за счет использования модулятора Маха-Цандера, к одному из плеч которого подключается пассивный кольцевой резонатор.

Введение. Наиболее перспективным типом микрооптического гироскопа (МОГ) является резонаторный [1, 2]. При этом в качестве чувствительных элементов могут применяться различные типы пассивных кольцевых резонаторов (ПКР). Принцип работы всех известных на сегодняшний день прототипов резонаторных МОГ предполагает сканирование ПКР по частоте (поиск резонансных частот) [3]. Частота излучения в оптических каналах резонаторного гироскопа меняется за счет лазера с перестраиваемой частотой и фазовых или частотных модуляторов [4–6]. Размеры современных перестраиваемых лазеров (например, лазер RPCL300 [7]) не позволяют создавать прототипы МОГ существенно меньше волоконных и лазерных гироскопов. Для решения указанной проблемы в настоящей работе предлагается использовать модулятор Маха-Цандера с ПКР в оптическом канале резонаторного МОГ.

Использование модулятора Маха-Цандера в резонаторном гироскопе. Рассмотрим схему МОГ (рис. 1). В качестве источника света используется лазер Л с частотой излучения, соответствующей собственной частоте неподвижного резонатора. К одному из плеч модулятора Маха-Цандера подключен ПКР, а к другому – фазовый модулятор ФМ, позволяющий изменять оптическую длину плеча интерферометра. Волны с мощностями P_{outCW} и P_{outCCW} с выходов модулятора Маха-Цандера через направленные ответвители НО попадают на фотоприемники ФП1 и ФП2, соответственно.

На рис. 2 приведены графики зависимости нормированной мощности излучения $P_H = P_{outCW}/P_{inCW}$

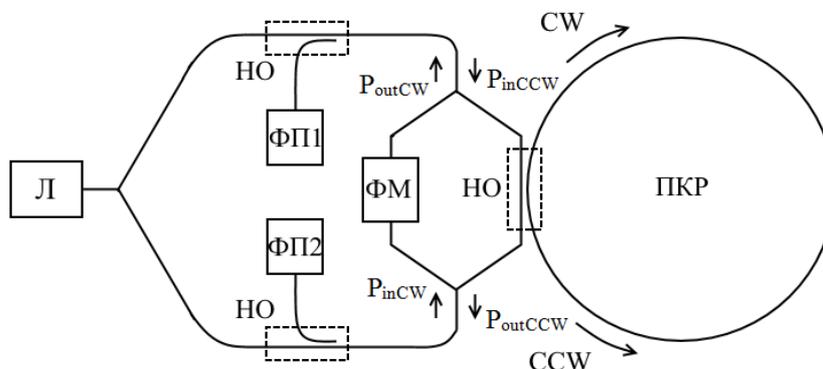


Рис. 1. Схема МОГ на основе модулятора Маха-Цандера с ПКР

на одном из выходов модулятора Маха-Цандера от дополнительного набега фазы δ_{FM} при различных угловых скоростях Ω вращения прибора относительно оси, перпендикулярной плоскости ПКР. Дополнительный набег фазы δ_{FM} обусловлен управляемым изменением оптической длины одного из плеч фазовым модулятором ФМ. Графики рис. 2 получены при следующих заданных параметрах: периметр ПКР $L = 0,06$ м; доля мощности света, теряемая за один обход пассивного кольцевого резонатора, $P = 0,025$; энергетический коэффициент связи вспомогательного волновода с замкнутым $K_c = 0,025$ или $0,05$.

Как видно из рис. 2, зависимость мощность излучения на выходе модулятора Маха-Цандера от набега фазы δ_{FM} определяется гармонической функцией. При увеличении угловой скорости амплитуда гармонической функции увеличивается, а минимумы и максимумы сдвигаются вдоль оси δ_{FM} (изменяется фаза гармонической функции). Причем при изменении знака угловой скорости (направления вращения) направление сдвига минимумов и максимумов меняется на противоположное. Таким образом, угловую скорость можно определять, во-первых, по ампли-

туде этой гармонической функции (разнице между значением максимумов и минимумов), а, во-вторых, по отличию фазы гармонической функции от фазы сигнала, подаваемого на модулятор ФМ (по смещению максимумов и минимумов).

Второй из указанных способов реализации измерения угловой скорости является более простым в реализации. В этом случае при согласовании внутренних и внешних потерь ПКР ($P = K_c$) выходная характеристика близка к линейной в пределах определенного диапазона измерений Ω . Величина этого диапазона прямо пропорциональна ширине спектральной линии ПКР (обратно пропорциональна добротности ПКР) и для рассмотренного резонатора составляет примерно ± 1500 рад/с. Однако, при таком подходе на результат измерений влияет нестабильность мощности излучения источника света.

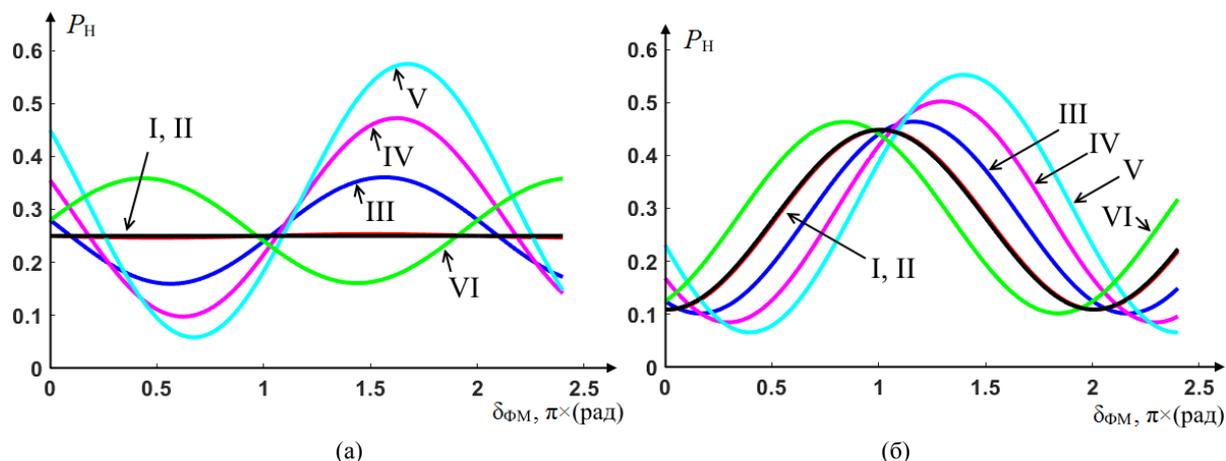


Рис. 2. Нормированная мощность излучения P_H при $K_c = P = 0,025$ (а) и при $K_c = 0,05, P = 0,025$ (б).
 $\Omega = 0$ (рад/с) – линия I; $\Omega = 20$ (рад/с) – кривая II; $\Omega = 400$ (рад/с) – кривая III; $\Omega = 800$ (рад/с) – кривая IV;
 $\Omega = 1200$ (рад/с) – кривая V; $\Omega = -400$ (рад/с) – кривая VI.

В случае определения угловой скорости по смещению максимумов и/или минимумов нелинейность выходной характеристики уменьшается при увеличении рассогласования внутренних и внешних потерях ПКР. При $K_c = 0,05, P = 0,025$ выходная характеристика близка к линейной в диапазоне ± 1500 рад/с. При таком подходе угловую скорость следует оценивать по разности между набегам фаз $\delta_{\text{ФМ}}$ соответствующими максимумам на фотоприемниках ФП1 и ФП2.

Расширить рабочий диапазон в обоих рассмотренных случаях можно используя в составе гироскопа ПКР с меньшей добротностью, но в этом случае снижается чувствительность к угловой скорости Ω (предельная чувствительность резонаторных гироскопов пропорциональна добротности) [8].

Заключение. В работе рассмотрен новый подход к построению и принципу работы резонаторного МОГ. Предложенный подход не требует сканирования ПКР по частоте и реализуется за счет использования модулятора Маха-Цандера, к одному из плеч которого подключается ПКР. Это позволяет упростить конструкцию МОГ, получить взаимную конфигурацию, отказаться от использования перестраиваемого лазера в пользу лазера с постоянной частотой генерации. Новый подход позволяет определять угловую скорость двумя способами: по разнице между значением максимумов и минимумов мощности излучения на выходе модулятора Маха-Цандера или по их смещению. Общим недостатком рассмотренных методов измерения угловой скорости является ограниченный диапазон измерений. В последующих публикациях планируется рассмотреть способы расширения рабочего диапазона и возможность использования в предложенном МОГ светодиода в качестве источника света.

ЛИТЕРАТУРА

1. Venediktov V.Yu., Filatov Yu.V., Shalymov E.V. Passive ring resonator micro-optical gyroscopes. Quantum Electronics. 2016. Vol. 46. № 5, P. 437–446.
2. Филатов Ю.В. О перспективе создания микрооптического гироскопа. Гироскопия и навигация. 2006. 3(54), С. 41–50.
3. Filatov Yu.V., Kukaev A.S., Shalymov E.V., Venediktov V.Yu. Microoptical Gyros on the Base of Passive Ring Resonators. Gyroscopes: Types, Functions and Applications is approaching. publishing Nova. 2019. 140 p.

4. **Wu C., Lin Y., Jin X., Ma H., Jin Z.** Synchronous in-phase and quadrature demodulation technique for resonant micro-optic gyroscope. *Applied Optics*. 2019. Vol. 58. № 18. P. 5050–5056.
5. **Li H., Liu L., Lin Z., Wang Q., Wang X., Feng L.** Double closed-loop control of integrated optical resonance gyroscope with mean-square exponential stability. *Opt. Express*. 2018. Vol. 26. № 2. P. 1145–1160.
6. **Zhang R., Wang C., Wang H., Li X., Li J., Kong M.** Improving Locking Accuracy of Resonant Optical Gyroscope by Laser and Acoustooptic Frequency Shifter Jointed Pound-Drever-Hall Technique. *Fiber and Integrated Optics*. 2019. Vol. 39 № 2, P. 106–116.
7. Pure photonics. Products. Tunable Laser Products. URL:<https://www.pure-photonics.com/product-solutions> (20.01.2020).
8. **Wang J., Zhang R., Qiu B., Wang K., Wang S.** Design of High-Q Compact Passive Ring Resonators via Incorporating a Loss-Compensated Structure for High Performance Angular Velocity Sensing in Monolithic Integrated-Optical-Gyroscopes. *IEEE Sensors Journal*. 2017. Vol. 17. № 1. P. 84–90.

T.M. Ahmadiev, E.V. Shalymov (St.-Petersburg State Electrotechnical University “LETI”, St.-Petersburg) **The use of a Mach-Zehnder modulator with a passive ring resonator for measuring angular velocity**

A new approach to the construction and operation principle of a resonant micro-optical gyroscope is considered. This approach does not require scanning the resonator in frequency and is implemented through the use of a Mach-Zehnder modulator, to one of the arms of which a passive ring resonator is connected

УДК 629.7.054.07

Э. А. МИЛИКОВ
(АО «ЛАЗЕКС», Долгопрудный)

Ю. Ю. БРОСЛАВЕЦ, В. Г. СЕМЕНОВ, П. А. ФИЛАТОВ
(Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет))

К ВОПРОСУ РАЗРАБОТКИ ЧЕТЫРЕХЧАСТОТНОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА ЗЕЕМАНОВСКОГО ТИПА

Приведены обоснования конструктивных решений, принятых при разработке четырехчастотного лазерного гироскопа с целью улучшения его эксплуатационных характеристик: предложена конструкция корпуса оптического резонатора, проведена экспериментальная проверка частотного спектра, разработан оптический смеситель излучения, предложен метод повышения точности четырехчастотного лазерного гироскопа детектированием сигналов биений сонаправленных волн.

Введение. В рамках реализации приоритетов научно-технологического развития РФ [1] намечено освоение и использование воздушного пространства Арктики. Востребованы разработки в области навигационного обеспечения летательных аппаратов в условиях северных широт [2].

С развитием беспилотных летательных аппаратов (БЛА) и их использованием над местностью без визуально определяемых ориентиров [3, 4] требуется применение в их составе инерциальных датчиков навигационного качества. В связи с этим, актуальной является задача разработки высокоточного датчика угловых скоростей для эксплуатации в условиях Крайнего Севера (низкие температуры, быстро меняющееся магнитное поле) и возможностью применения на борту БЛА (устойчивость к ударам и перегрузкам).

Лазерные гироскопы постепенно обеспечили высокие точностные характеристики и надежность, необходимые для авиационного применения [5]. Однако в лазерных гироскопах имеет место явление захвата частот встречных волн при малых угловых скоростях вращения [6].

Наибольшее распространение для решения проблемы захвата частот получили механические и магнитооптические частотные подставки [7, 8]. Механические частотные подставки [8] создают периодические вращения вокруг оси чувствительности лазерного гироскопа, что смещает рабочую точку в линейную область масштабного коэффициента. Магнитооптические частотные подставки [9] создают кажущееся вращение путем наложения продольного магнитного поля на активную среду лазерного гироскопа.

Применение механической частотной подставки решает проблему захвата частот встречных волн, однако, вместе с тем, угловые колебания направления оси чувствительности относительно оси виброподвеса приводят к дополнительной вибрационной составляющей погрешности лазерного гироскопа [10].

Магнитооптическая частотная подставка лишена подвижных механических элементов, что обеспечивает ей большую стойкость к ударам и перегрузкам, чем у механической. В то же время, лазерные гироскопы с магнитооптическими частотными подставками чувствительны к внешним магнитным полям [11], что является ее основным недостатком.

Перспективным решением, обеспечивающим преимущество магнитооптической частотной подставки в надежности при перегрузках без указанного недостатка, обусловленного магнитной чувствительностью измерений, является переход от традиционных двухчастотных к четырехчастотным лазерным гироскопам (ЧЧЛГ). В ЧЧЛГ в каждом из направлений обхода резонатора распространяются по две волны ортогональных круговых поляризации. Воздействие магнитного поля на волны ортогональных круговых поляризации имеет противоположные знаки, что позволяет вычесть магнитную составляющую ошибки измерений при обработке данных.

Целью работы является обоснование научно-технических решений, позволяющих реализовать датчик угловых скоростей вращения с уменьшенной магнитной и вибрационной состав-

ляющей ошибки измерений и повышенной стойкостью к ударам и перегрузкам для обеспечения применения в условиях Крайнего Севера, в том числе на БЛА.

Геометрия резонатора. В качестве основы ЧЧЛГ был рассмотрен четырехзеркальный непланарный симметричный резонатор с контуром в форме правильного тетраэдра (Рис. 1), который обеспечил возможность использования магнитооптической частотной подставки, устойчивой к ударам и перегрузкам, а также реализацию четырехчастотного режима работы, нечувствительного к магнитным полям.

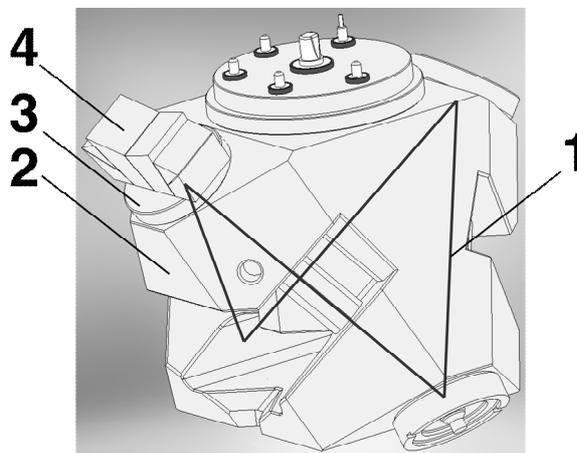


Рис. 1. Иллюстрация ЧЧЛГ: 1 – оптический контур симметричного непланарного резонатора в форме правильного тетраэдра; 2 – корпус резонатора из ситаллового моноблока; 3 – выходное интерференционное зеркало резонатора на ситалловой подложке; 4 – оптический смеситель излучения из 6 кварцевых призм с нанесенными интерференционными покрытиями, разделяющий лучи волн ортогональных круговых поляризаций и направляющий их на соответствующие фотоприемники

Непланарность резонатора обеспечивает круговую поляризацию собственных мод резонатора [9], необходимую для реализации магнитооптической частотной подставки, без использования внутрирезонаторных элементов как, например, фазовые пластины при использовании ячейки Фарадея [12], приводящие к увеличению потерь на поглощение и рассеяние излучения. Симметричный резонатор в форме правильного тетраэдра предложен для обеспечения равномерного отвода тепла, выделяющегося в активных газоразрядных каналах и на катушках магнитооптической частотной подставки, что снижает составляющую ошибки измерений, вызванную тепловыми градиентами, значительную при запуске и работе в условиях воздействия низких температур.

Частотный спектр резонатора. Смещения частот в спектре непланарного резонатора определяются периметром резонатора, а также углом поворота плоскости поляризации излучения за полный проход резонатора [9]. В предложенном непланарном симметричном резонаторе межмодовое расстояние составляет 1071 МГц (Рис. 2).

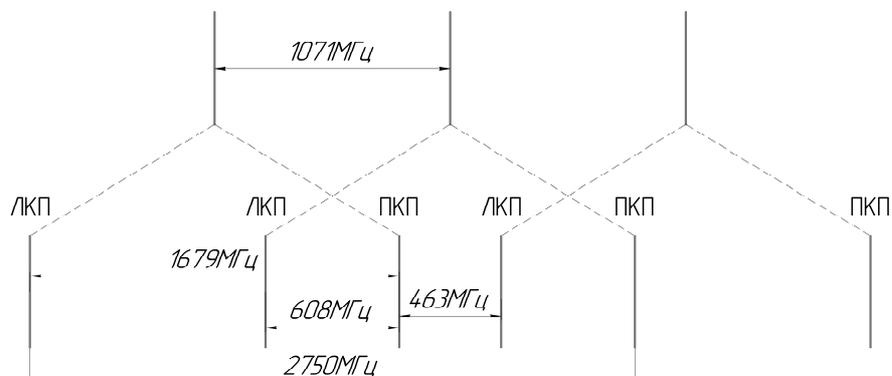


Рис. 2. Частотный спектр ЧЧЛГ с непланарным симметричным оптическим резонатором

Приведенный расчетный спектр ЧЧЛГ подтвержден измерениями на спектроанализаторе выходного излучения экспериментального образца ЧЧЛГ. Показано, что в качестве основной

рабочей пары волн левой и правой круговых поляризации (ЛКП и ПКП) предпочтительно использовать волны с меньшей разностью частот, отстоящие через одну моду в спектре резонатора (463МГц), для поддержания генерации всех четырех волн при механических и температурных ударах, способных сместить частоты генерируемых волн за пределы контура усиления.

Корпус резонатора. Корпус оптического резонатора (Рис. 1) предложен в виде моноблока из ситалла, имеющего малый коэффициент теплового расширения и, в то же время, обладающего высокой прочностью. Для обеспечения равномерного нагрева, в корпусе предложено вырезать четыре одинаковых симметрично расположенных катушечных паза для намотки провода магнитооптической частотной подставки. В целях снижения массогабаритных параметров для обеспечения устойчивости к перегрузкам, часть материала, мало влияющая на прочность конструкции, должна быть удалена.

Непланарный оптический резонатор имеет больший объем, чем плоский с аналогичной эффективной площадью (и масштабным коэффициентом [6]). Как следствие, расстояние от электродов до активных каналов, в которых устанавливается газовый разряд, в непланарном оптическом резонаторе больше. Газовый разряд в кольцевом гелий-неоновом лазере, являющемся основой ЧЧЛГ, зажигается в двух симметричных плечах [13]. Для поддержания симметричного поджига разряда без перескока из одного плеча в другое в корпусе экспериментального образца ЧЧЛГ отдельные катодные каналы двух плеч было предложено заменить на общий веерный паз, что обеспечит надежность запуска непрогретого ЧЧЛГ при эксплуатации в арктических широтах.

Оптический смеситель. Оптический смеситель ЧЧЛГ должен одновременно независимо создавать интерференционную картину наложения встречных лучей левой круговой поляризации и, аналогично, правой (Рис. 3). Рассмотрены две концепции построения оптического смесителя ЧЧЛГ.



Рис. 3. Функциональная схема ЧЧЛГ; N – число импульсов биений за положительный «+» и отрицательный «-» полупериоды работы магнитооптической частотной подставки, СВ – направление распространения волн по часовой стрелке, ССВ – направление распространения волн против часовой стрелки

В первой лучи ЛКП и ПКП геометрически разводятся на разные фотоприемники с помощью оптически активного материала, имеющего различные показатели преломления для лучей ЛКП и ПКП [14]. Данная схема оптического смесителя ЧЧЛГ хоть и позволяет детектировать сигналы ЧЧЛГ, неудобна для реализации на практике. Для разведения лучей ЛКП и ПКП на разные площадки одного фотоприемника или, тем более, на разные фотоприемники требуется несколько десятков проходов лучей через призмы оптически активного материала из-за слабости эффекта оптической активности. Каждый дополнительный проход приводит к небольшому изменению свойств лучей: интенсивность ослабляется из-за поглощений и рассеяний, поляризация меняется из-за внесения разности фаз. В результате моделирования многократного прохода установлено, что эти изменения негативно сказываются на шумовой составляющей сигнала ЧЧЛГ.

Во второй схеме (Рис. 4) лучи ЛКП и ПКП преобразуются интерференционными покрытиями в лучи, имеющие скрещенные линейные поляризации, которые разводятся на разные фотоприемники поляризаторами, работающими на пропускание и отражение [15].

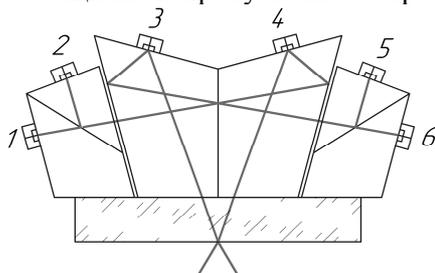


Рис. 4. Схема оптического смесителя ЧЧЛГ

Фотоприемники 1 и 5 регистрируют сигналы биений ЛКП волн, смещенные по фазе. Аналогично, фотоприемники 2 и 6 – сигналы биений ПКП волн. Фотоприемники 3, 4 регистрируют сигналы биений волн, распространяющихся в резонаторе по часовой и против часовой стрелки соответственно. Данная схема оптического смесителя сложнее первого варианта при производстве и юстировке, так как имеет большее количество составных элементов. Однако для применения в высокоточном ЧЧЛГ этот вариант предпочтительнее, так как избавлен от многократных проходов и обеспечивает относительно лучшее соотношение сигналов к шумам, что снижает влияние механических вибраций и ударов, а также температурных перепадов на измерения.

Метод обработки сигнала ЧЧЛГ. Нечувствительность ЧЧЛГ к магнитным полям обоснована в приближении, что магнитная чувствительность волн ЛКП и ПКП совпадает, что в общем случае не выполняется. Это приводит к неполной компенсации магнитной составляющей ошибки измерений. Предлагается использовать вторую схему оптического смесителя ЧЧЛГ (Рис. 4), позволяющую учесть и вычесть составляющие, обусловленные влиянием различных магнитных чувствительностей ЛКП и ПКП волн из показаний угловой скорости вращения прибора [15] и свести к нулю магнитную составляющую ошибки измерений, преобладающую в высоких северных широтах.

Заключение. Описаны и обоснованы научно-технические решения, по результатам которых предложен экспериментальный образец ЧЧЛГ с уменьшенной магнитной составляющей ошибки измерений и повышенной стойкостью к механическим воздействиям в виде ударов, перегрузок и вибраций. Предложена конструкция корпуса оптического резонатора, обеспечивающая работу магнитооптической частотной подставки, устойчивой к перегрузкам, и реализацию четырехчастотного режима, минимизирующего магнитную чувствительность показаний прибора. Проведена экспериментальная проверка частотного спектра, подтвердившая устойчивость генерации всех четырех волн при воздействии механических и тепловых ударов. Разработан оптический смеситель излучения, обеспечивающий одновременное детектирование сигналов биений ЛКП и ПКП волн с минимизацией влияния механических и температурных шумов. Сформулирован метод повышения точности ЧЧЛГ учётом разницы магнитных чувствительностей ЛКП и ПКП волн с помощью дополнительного детектирования биений волн, распространяющихся в резонаторе по и против часовой стрелки.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 18-07-01183а

ЛИТЕРАТУРА

1. Указ Президента Российской Федерации N 642 от 1 декабря 2016 г..
2. План мероприятий (дорожная карта) «Аэропейснет», Аэронет НТИ, с. 31.
3. Кузин К.А., Ширко А.И. Применение беспилотных летательных аппаратов в районах крайнего севера // Символ науки. ООО "ОМЕГА САЙНС": Уфа. №7. 2018. С. 26-29.
4. Кабалдин Ю.Г., Киселёв А.В., Шатагин Д.А. Концепция разработки маршрута движения беспилотного транспортного средства в условиях Арктики // Евразийский совет ученых. М. №31-1. 2016. С. 63-66.
5. Пешехонов В. Г. Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3-10. DOI 10.17285/0869-7035.0028.
6. Аронович, Ф. Лазерные гироскопы. Применения лазеров. М.: «Мир», 1974. С. 211–221.
7. Азарова В.В., Макеев А.П., Кузнецов Е.П., Голяев Ю.Д. Частотная характеристика лазерных гироскопов в широком диапазоне угловых скоростей вращения // Гироскопия и навигация. 2018. №2 (101). С.3-14. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.2.003-014.
8. Fred McNair, Thomas M. Wirt Laser gyro dither mechanism. Патент США US4309107A.
9. Азарова, В.В., Голяев, Ю.Д., Дмитриев, В.Г. Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии // Квантовая электроника. 2000. 30. №2. С. 96–104.
10. Грушин М.Е., Колбас Ю.Ю. Вибрационная ошибка лазерных гироскопов // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. 2017. №4 (115). С. 27-42.
11. Колбас Ю.Ю., Савельев И.И., Хохлов Н.И. Влияние внешних и внутренних магнитных полей на стабильность смещения нуля зеэмановского лазерного гироскопа // Квантовая электроника. 2015. 45. №6.
12. Keimpe Andringa Laser gyroscope. Патент США US4006989A.
13. Молчанов А.В., Морозов Д.А., Устинов С.В., Чиркин М.В. Модуляционные исследования газоразрядной плазмы в кольцевом гелий-неоновом лазере // Вестник РГРТУ. 2015. № 54. Часть 2. С. 115-120.
14. Брославец Ю.Ю., Миликов Э.А., Семенов В.Г., Фомичев А.А. Патент РФ №2676835 "Оптический смеситель излучения с применением призм из оптически активных материалов", опубл. 11.01.2019.

15. Брославец Ю.Ю., Ларионов П.В., Миликов Э.А., Морозов А.Д., Семенов В.Г., Тарасенко А.Б., Фомичев А.А. Патент РФ №2709428 "Оптический смеситель излучения четырехчастотного лазерного гироскопа зеемановского типа", опубл. 17.12.2019, бюл. №35.4.

E.A.Milikov (JSC LASEX, Dolgoprudny), Y.Y.Broslavets, V.G.Semenov, P.A. Filatov (MIPT, Moscow). To a Zeeman type four frequency laser gyroscope development question

The paper presents the rationale for the design decisions made during the development of a four-frequency laser gyro with the aim of increasing the accuracy of inertial navigation, as well as the results of studies of an experimental sample of a four-frequency Zeeman-type laser gyroscope, confirming the advantage of a four-frequency laser gyro over a two-frequency laser gyro.

УДК 629.7.054.07

В. Г. СЕМЕНОВ, Ю.Ю. БРОСЛАВЕЦ
(Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет))

Э. А. МИЛИКОВ
(АО «ЛАЗЕКС», Долгопрудный)

ОПТИЧЕСКИЙ СМЕСИТЕЛЬ С КОМПЕНСАЦИЕЙ ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ПОЛЯРИЗАЦИИ ДЛЯ ЧЕТЫРЕХЧАСТОТНОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

Рассмотрены проблемы разработки оптического смесителя четырехчастотного лазерного гироскопа, проведено сравнение существующих и перспективных схем.

Введение. Лазерные гироскопы применяются во многих современных бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС), среди них широкое распространение получили двухчастотные зеемановские лазерные гироскопы с магнитооптической частотной подставкой. Недостатком этого типа гироскопов является зависимость их дрейфа от магнитного поля, наложенного на лазер или фазовращающий элемент, что ограничивает их точность на уровне $0,1 \text{ }^\circ/\text{ч}$ [1]. Перспективным является переход к четырехчастотному режиму работы зеемановского лазерного гироскопа (ЧЧЗЛГ), позволяющий исключить магнитную составляющую ошибки измерений угловой скорости при цифровой обработке большего числа сигналов [2]. Актуальной задачей является разработка выходной оптики ЧЧЗЛГ для извлечения этих сигналов, позволяющих определить направление и угловую скорость вращения гироскопа в составе БИНС с точностями $0,05\text{-}0,01 \text{ }^\circ/\text{ч}$.

В ЧЧЗЛГ по два луча левой и правой круговых поляризаций распространяются в каждом из направлений обхода кольцевого резонатора. Существующие подходы к реализации оптического смесителя ЧЧЗЛГ предлагают объединение этих лучей в один с дальнейшим разделением круговых поляризаций с помощью четвертьволновой пластинки и поляризаторов [3]. Однако такие схемы смесителя предполагают, что выходящий из резонатора свет сохраняет свою круговую поляризацию, выполнение этого условия на практике может быть нетривиальной задачей. Для сохранения высокой добротности резонатора выходные зеркала современных лазерных гироскопов изготавливают с полным пропусканием порядка десятых или даже сотых долей процента, угол падения на выходное зеркало определяется геометрией резонатора, существуют резонаторы как с почти нормальным падением излучения на выходное зеркало, так и с углами падения, близкими к 45° . Разработка выходного зеркала с отношением пропусканий s и p поляризаций $1:1$ и малым полным пропусканием является отдельной сложной задачей [4], а при больших углах падения на выходное зеркало подобные требования становятся и вовсе невыполнимыми.

Предлагаемый доклад посвящен проблемам разработки оптического смесителя четырехчастотного лазерного гироскопа и разделения взаимно ортогональных поляризаций в случае, когда выходное излучение гироскопа эллиптически поляризовано, что неизбежно, например, в случае использования симметричного резонатора в форме правильного тетраэдра или малогабаритных датчиков с большими углами падения излучения на выходное зеркало.

Компенсация эллиптической поляризации. В случае, если выходное излучение ЧЧЗЛГ эллиптически поляризовано, разделение левой и правой поляризаций приводит к потере полезного сигнала. Чем больше отношение пропусканий s и p поляризаций у выходного зеркала, тем под меньшим углом будут скрещены линейные поляризации, получившиеся из левой и правой эллиптических поляризаций при прохождении четвертьволновой пластинки, и тем сильнее будет ослаблен сигнал от одной из поляризаций при отсеиве другой поляризатором. В подобной схеме смесителя также требуется точная ориентация оптической оси четвертьволновой пластинки и двух поляризаторов, ошибки в ориентации при юстировке приводят к неполному разделению поляризаций и росту шумов. Отдельной проблемой является надежное закрепление четвертьволновой пластинки и поляризаторов на небольших гранях призмы смесителя. В каче-

Научный руководитель: д.ф.-м.н., профессор Фомичев А.А.

стве альтернативы предлагается довести эллиптические поляризации после выходного зеркала до круговых или даже линейных с помощью специального компенсирующего покрытия в смесителе, «компенсатора» [5, 6]. Для этого компенсатор должен обладать отношением отражений s и p поляризаций (либо пропусканий, в зависимости от конструкции призмы смесителя), обратным таковому соотношению у выходного зеркала. Дополнительным условием является фазовая анизотропия компенсатора при отражении равная 270° (либо 90° при пропускании), позволяющая получить пару линейных взаимно ортогональных поляризаций без использования фазовой пластинки. Пленочные поляризаторы, требующие точной ориентации осей чувствительности при юстировке, также предлагается заменить одним многослойным диэлектрическим покрытием. Покрытие, выполняющее роль поляризатора, должно полностью отражать s поляризацию и полностью пропускать p поляризацию, что приведет к разделению на нем взаимно ортогональных линейных поляризаций. Однако линейные поляризации должны иметь соответствующую ориентацию относительно плоскости падения на поляризующее покрытие. Для достижения этого предлагается расположить плоскость падения излучения на поляризующее покрытие под углом к плоскости падения излучения на выходное зеркало, сделав ход луча в смесителе «неплоским». Для увеличения доли полезного сигнала предлагается также провести оптимизацию покрытия выходного зеркала гироскопа с минимизацией отношения пропусканий s и p поляризаций. Предложенный метод разделения поляризаций использует многослойные зеркальные покрытия, напыленные на грани призмы смесителя, отсутствует необходимость приклейки к граням и точной ориентации фазовых пластинок и пленочных поляризаторов, что с учетом высокой точности современных технологий напыления позволяет получить лучшее разделение поляризаций и снизить шумы в выходном сигнале.

Заключение. В работе предложена схема оптического смесителя четырехчастотного лазерного гироскопа без использования фазовой пластинки и пленочных поляризаторов, позволяющая избежать связанных с ними ошибок юстировки и соответствующих шумов в выходном сигнале. Предложенная схема построения смесителя пригодна для разделения эллиптических поляризаций в четырехчастотных гироскопах с большими углами падения излучения на выходное зеркало.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 18-07-01183а

ЛИТЕРАТУРА

1. Астахов К.В., Голяев Ю.Д., Дроздов М.С., Дмитриев В.Г., Колбас Ю.Ю., Соловьева Т.И., Титов А.Н., Чемерис А.И. Методы снижения чувствительности к внешним магнитным полям лазерных гироскопов на эффекте Зеемана. - 3-я Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник научных трудов. – Санкт-Петербург: ЦНИИ «Электроприбор», 1996
2. Соловьева Т.И., Голяев Ю.Д. Магнитооптические лазерные гироскопы и системы на их основе: развитие – производство – применение // В кн.: Лазеры для мира и созидания. М.: Техносфера, 2012.
3. Irl W. Smith, Terry A. Dorschner. Laser Gyroscope Output Optics Structure. U.S. Patent 4,141,651. Feb. 27, 1979.
4. Samuel Lu. Partially Transparent Mirror For A Ring Laser. U.S. Patent 4,904,083. Feb. 27, 1990
5. Семенов В.Г., Миликов Э.А., Брославец Ю.Ю., Фомичев А.А. Особенности оптического смесителя излучения кольцевого лазера с непланарным резонатором // Труды 60-й научной конференции МФТИ. (<https://abitu.net/public/admin/mipt-conference/FEFM.pdf>).
6. Брославец Ю.Ю., Миликов Э.А., Семенов В.Г., Фомичев А.А. Патент РФ №2709428 «Оптический смеситель излучения четырехчастотного лазерного гироскопа зеемановского типа», 21.05.2019

V.G.Semenov, Y.Y.Broslavets (MIPT, Moscow), **E.A.Milikov** (MIPT, Moscow; JSC LASEX, Dolgoprudny). **Four frequency laser gyroscope output optics structure for elliptical polarization compensation.**

The paper presents the principles of a four-frequency laser gyro output optics structure, its limitations and corresponding problems. Advanced schemes of prisms and multilayer mirror coating designs are proposed and compared to existing ones.

УДК 621.375.826:681.2.084

А. А. АВИБЕВ
(ООО «НПК «Электрооптика», Москва)

ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП С СИСТЕМОЙ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРОПОДСТАВКИ

В работе исследуется оптико-электронная система, измеряющая параметры колебаний виброподставки в лазерном гироскопе для их последующей компенсации. В рамках исследования построены математические модели движения элементов системы и её оптического канала. С использованием этих моделей проведено полунатурное моделирование процесса функционирования измерительной системы.

Введение. Среди лазерных гироскопов широкое распространение получили приборы с механической виброподставкой [1-3]. Точностные характеристики таких гироскопов существенно зависят от качества компенсации составляющей сигнала, обусловленной относительными колебаниями кольцевого лазера (КЛ), (далее – составляющей виброподставки) [4]. Известные системы и методы компенсации составляющей виброподставки [5-8] имеют ряд недостатков [9], поэтому для исключения этой составляющей предложено использовать оптико-электронную измерительную систему (ОЭИС), позволяющую определять параметры колебаний виброподставки в реальном времени [9]. Настоящая работа посвящена исследованию функционирования ОЭИС в условиях, близких к реальным условиям эксплуатации лазерных гироскопов на подвижных объектах.

ОЭИС. В процессе функционирования измерительной системы параметры её конструкции могут изменяться при воздействии внешних и внутренних динамических факторов. Для учёта этих факторов в работе рассматриваются математические модели движения элементов системы, а также её оптического канала. Первая модель позволяет определять изменение взаимного расположения элементов конструкции ОЭИС при различных типах и уровнях динамических возмущений, а вторая – влияние этого изменения на параметры выходных сигналов системы и точность её работы. Исследование работы измерительной системы в условиях возмущений проводилось путём моделирования с использованием записи параметров движения реального подвижного объекта.

Принцип действия и элементы ОЭИС. ОЭИС состоит из транспаранта, оптико-электронного модуля и электронного блока обработки сигналов. Принцип действия системы основан на регистрации лазерного излучения, отражённого от участков транспаранта с измерительными микрометками. Миниатюрный транспарант жёстко закрепляется на моноблоке КЛ, который при работе вибропривода совершает угловые колебания относительно основания лазерного гироскопа. Оптико-электронный модуль, закреплённый на основании гироскопа, формирует лазерное излучение, которое проецируется на транспарант в виде нескольких световых пятен. Для правильной фокусировки излучения на поверхность транспаранта в ОЭИС применяется актюатор, перемещающий объектив внутри оптико-электронного модуля. При движении КЛ лазерное излучение модулируется измерительными микрометками, отражается от транспаранта и регистрируется фотоприёмником оптико-электронного модуля. Дальнейшая обработка и преобразование сигналов осуществляется в электронном блоке устройства.

Выходными сигналами оптико-электронного модуля являются два синусно-косинусных квадратурных сигнала, несущих информацию о величине и направлении перемещения транспаранта. Значение фазы квадратурных сигналов позволяет определять параметры колебаний КЛ.

Математическая модель движения элементов ОЭИС. В модели рассматривается только движение объектива и КЛ с закреплённым на нём транспарантом, поскольку все остальные элементы ОЭИС юстируются и устанавливаются на основании гироскопа жёстко.

Объектив и КЛ представляют собой твёрдые тела, имеющие шесть степеней свободы. Движение этих тел складывается из движения их центров масс и вращения вокруг них. Актюатор перемещения объектива вместе с самим объективом, а также КЛ с виброприводом являются колебательными системами.

Математическая модель построена с использованием теоремы о движении центра масс системы материальных точек и динамических уравнений Эйлера [10,11]. В модели учитываются силы упругости, действующие со стороны крепления подвижных элементов; силы вязкого демпфирования; силы и моменты, связанные с управляющими сигналами; сила тяжести; ускорение, сообщаемое основанию гироскопа; угловая скорость вращения гироскопа; а также его угловое ускорение. Модель позволяет определять взаимное расположение элементов ОЭИС и величины отклонения параметров конструкции от номинальных при различных условиях функционирования.

Математическая модель оптического канала ОЭИС. В модели рассматривается распространение лазерного излучения через передающий и приёмный каналы оптико-электронного модуля, а также отражение этого излучения от транспаранта с микрометками. При этом выполняется свето-энергетический расчёт лазерного источника излучения, расчёт параметров лазерного пучка, трассировка лучей, формирование волновых фронтов, расчёт дифракционной картины [12-14]. В работе также использованы элементы методики расчёта полей в оптических системах чтения и записи информации на цифровых оптических дисках [15].

Модель позволяет рассчитать амплитуду оптического поля на фотоприёмнике оптико-электронного модуля с учётом конкретного расположения элементов системы, aberrаций и явления дифракции. По полученному распределению формируются квадратурные сигналы, анализируются их параметры и точность конечных измерений.

Результаты исследования ОЭИС. Для анализа работы системы была использована запись параметров движения реального объекта, соответствующая участку выполнения манёвра. Поступательное ускорение основания лазерного гироскопа достигало величины 2,5 g, угловая скорость этого основания – 60°/с. Эти воздействия подавались на вход модели движения элементов ОЭИС, что позволило определить максимальные отклонения конструктивных параметров оптической схемы устройства от номинальных. С использованием математической модели оптического канала ОЭИС и результатов, полученных в работе [16], проводилась оценка погрешности системы. Исследование показало, что наибольшее влияние на погрешность измерительной системы оказывает поступательное смещение КЛ вместе с транспарантом. При выбранных параметрах движения объекта эта погрешность составила $\pm 1,5$ угл. сек.

Заключение. В работе проведено исследование оптико-электронной системы, предназначенной для измерения параметров колебаний виброподставки в лазерном гироскопе. Математические модели движения элементов измерительной системы и её оптического канала позволили проанализировать работу системы в условиях воздействия динамических возмущений, близких к реальным. Полунатурное математическое моделирование показало, что наибольшее влияние на погрешность системы оказывает поступательное смещение кольцевого лазера. В условиях рассмотренных возмущений такое смещение приводит к погрешности, составляющей $\pm 1,5$ угл. сек. Эта и другие погрешности измерительной системы, в дальнейшем, могут быть компенсированы за счёт применения нескольких таких систем.

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. 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. № 2. С. 3–10.
4. Лукьянов Д.П., Распопов В.Я., Филатов Ю.В. Основы теории гироскопов. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. 339 с.
5. Ljung Bo H. G. Dither pick-off transducer for ring laser gyroscope. Пат. 4406965 США, МПК Н 01 L 41/08, G 01 B 9/02 ; заявитель и патентообладатель The Singer Company. № 262732 ; заявл. 12.05.81 ; опубл. 27.09.83.
6. Зюзов Г.Н. О компенсации частотной подставки лазерного датчика абсолютной угловой скорости // Труды МВТУ. Теория электрических цепей и элементы систем управления и регулирования, 1982. № 385. С. 10–16.

7. **Friedland B.** Пат. 4888705 США, МПК G 01 C 19/64. System for measuring the position of vibrating object ; заявитель и патентообладатель Kearfott Guidance and Navigation Corp. № 112636 ; заявл. 26.10.87 ; опубл. 19.12.89.
8. **Chen A., Li J., Chu Z.** Dither signal removal of ring laser gyro POS based on combined digital filter. *Proc. of the 8th IEEE International Symposium on Instrumentation and Control Technology (ISICT)*. 2012. P. 178–182.
9. **Авиев А.А.** Оптико-электронная система для измерения параметров колебаний виброподставки в кольцевом лазерном гироскопе // Известия ТулГУ. Технические науки, 2016. № 6. С. 14–25.
10. **Тарг С.М.** Краткий курс теоретической механики: Учеб. для вузов. – 10-е изд., перераб. и доп. М.: Высш. шк., 1986. 416 с.
11. **Кветкин Г.А.** Инструментальные погрешности измерительного блока на базе триады лазерных гироскопов при динамических возмущениях: дис. ... канд. техн. наук: 05.11.03: защищена 18.05.2011. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 206 с.
12. **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.
13. **Пахомов И.И., Цибуля А.Б.** Расчёт оптических систем лазерных приборов. М.: Радио и связь, 1986. 150 с.
14. **Борн М., Вольф Э.** Основы оптики: пер. с англ. / под ред. Г.П. Моголевича. – 2-е испр. изд. М.: Наука, 1973. 720 с.
15. **Фролов М.Е.** Проектирование и расчёт высокоапертурных лазерных систем устройств хранения информации на цифровых оптических дисках: дис. ... канд. техн. наук: 05.11.07: защищена 23.04.2008. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 201 с.
16. **Енин В.Н., Авиев А.А.** Инструментальные погрешности оптико-электронной системы для измерения параметров виброподставки в лазерном гироскопе // XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: материалы конф. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 292–295.

A.A. Aviev («NPK «Electrooptika» LLC, Moscow). The laser gyro with the dither parameters measurement system

We study the optoelectronic system that measures vibration parameters of dither system in the ring laser gyro for the purpose of their subsequent compensation. In the context of this study the mathematical models of system elements motion and system optical channel were composed. The semi-natural simulation of the measuring system operating process was carried out using above models.

УДК 004.942

А. А. АВИБЕВ
(ООО "НПК "Электрооптика", г. Москва)

И. В. САНЕЕВ
(МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва)

ЭФФЕКТИВНЫЙ МЕТОД ФИЛЬТРАЦИИ ШУМОВ СИГНАЛА ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА НА КОРОТКИХ ИНТЕРВАЛАХ ВРЕМЕНИ

Исследован способ повышения точности лазерного гироскопа в режиме измерения постоянных угловых скоростей на коротких интервалах времени. Предложен и проверен экспериментально эффективный способ фильтрации шумов "Метод выборочного сглаживания", который при реверсе с двумя переключиваниями оси чувствительности гироскопа существенно повышает точность компенсации погрешности от запуска к запуску и от температурного дрейфа нуля.

Введение. К начальной выставке инерциальной системы ориентации на лазерных гироскопах (ЛГ) обычно предъявляется жесткое требование к времени выставки [1, 2]. Высокая точность ориентации должна быть достигнута за малый интервал времени от полуминуты до нескольких минут.

Погрешность начальной выставки определяется, в основном, погрешностями ЛГ. Дрейф нуля прибора вследствие самопрогрева («выбега») и температурный дрейф компенсируют алгоритмически, нестабильность нуля прибора от запуска к запуску снижают применением реверса. Для снижения влияния помехи в сигнале ЛГ используют фильтры с бесконечной импульсной характеристикой, фильтры Калмана и другие.

Предлагаемый доклад посвящен эффективному способу фильтрации шумов в сигнале ЛГ, "Методу выборочного сглаживания" (МВС), который в комбинации с реверсом с двумя переключиваниями оси чувствительности гироскопа позволяет достичь прецизионных точностей углового позиционирования. МВС эффективно подавляет шумы в сигнале ЛГ и шумы от вибраций, позволяет дополнительно компенсировать нестабильность нуля ЛГ от запуска к запуску, а также медленно меняющиеся составляющие «выбега» и температурного дрейфа.

Описание метода. Метод выборочного сглаживания – алгоритм, который выполняется в вычислительном блоке, принимающем данные с выхода ЛГ. В оперативной памяти этого блока накапливаются все данные, приходящие с выхода ЛГ за время одного непрерывного измерения до переключивания оси чувствительности прибора. Основным алгоритм МВС выполняется после остановки приёма данных с ЛГ.

Описание алгоритма. Вычисления по алгоритму МВС начинаются с момента T_m , значение которого меньше интервала измерения $T_{изм}$. В течение времени T_m формируется массив данных для обработки, а обработка выполняется за время $T_{обр} = T_{изм} - T_m$. Например, если $T_{изм} = 1$ мин, то на $T_{обр}$ может быть отведено 2 секунды.

В МВС используются две формулы:

- формула Аллана (1), являющаяся основой международного стандарта расчета вариаций Аллана [3,4], и
- формула Алмон (2), широко применяющаяся в биржевом анализе для сглаживания шумов котировок.

По формуле Аллана [3] вычисляется значение зашумленности отдельного участка обрабатываемого массива длиной $N \cdot \tau$, начало которого в i :

$$\sigma_A^2(i, \tau) = \frac{1}{2(N-1)} \sum_{k=1}^{N-1} (Sw_{i+(k+1)\tau} - Sw_{i+k\tau})^2, \quad (1)$$

где i – индекс элемента обрабатываемого массива; τ – ширина интервалов Аллана; Sw_i – средние значения элементов обрабатываемого массива на отдельных интервалах Аллана

шириной τ , начинающихся с i ; N – количество интервалов Аллана на участке, типовое значение N равно 5.

$$Sw_i = \frac{1}{\tau} \sum_{j=i}^{j=i+\tau-1} w_j$$

Сглаживание значений на участках производится по формуле Алмон [5] (рис. 1):

$$Y_v = \beta_L y_{j-L} + \dots + \beta_2 y_{j-2} + \beta_1 y_{j-1} + \beta_0 y_j + \varepsilon_v, \quad (2)$$

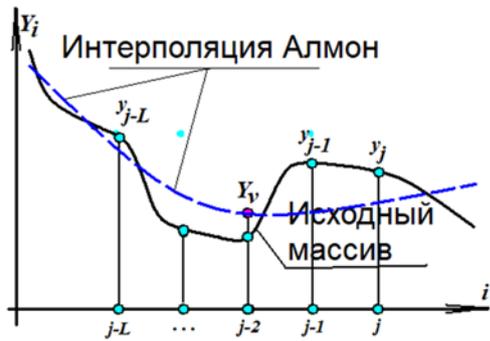


Рис. 1. Иллюстрация интерполяции Алмон

где $y_j, y_{j-1}, y_{j-2}, \dots$ – элементы обрабатываемого (исходного) массива, $\beta_L, \dots, \beta_2, \beta_1, \beta_0, \varepsilon_v$ – интерполяционные коэффициенты, L – ширина сглаживаемого участка, равная $N \cdot \tau$, j – индекс правой границы этого участка, Y_v – результат сглаживания, $j-L \leq v \leq j$, если сглаживаемый участок коснулся границ обрабатываемого массива, и $v = j - L/2$, если этот участок внутри.

Обрабатываемый массив (рис. 2) разбивается на участки равновеликой длины, и с этим разбиением связан массив, именованный SA1, в котором столько ячеек, сколько участков, и со смещением на половину длины участка – массив SA2, в котором на одну ячейку больше. Количество участков определяется путем математического моделирования из условия минимума погрешности измерений угловой скорости.

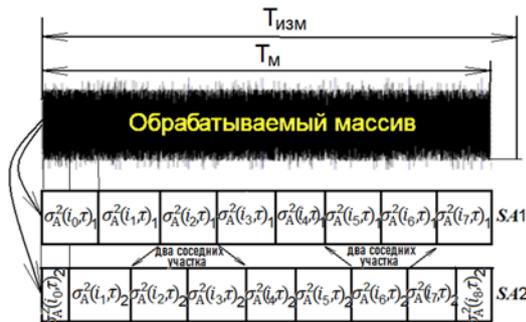


Рис. 2. Массивы, используемые в МВС

На каждом участке по формуле Аллана (1) рассчитывается интенсивность шума и записывается в первый массив SA1. На сдвинутых участках также рассчитываются интенсивности шумов и их величины записываются в массив SA2.

На каждой итерации алгоритма выполняются следующие действия:

1. В массиве SA1 отыскивается максимальное значение. На соответствующем этому значению участке обрабатываемого массива производится сглаживание исходных данных по формуле Алмон (2). Заново рассчитывается значение интенсивности шума на выбранном участке и заносится в массив SA1.
2. Производится сглаживание двух соседних участков, соответствующих разбиению массива SA2. Примеры соседних участков для равновеликого распределения и для распределения со сдвигом показаны на рис. 2. На этих участках так же пересчитываются значения интенсивности шумов и записываются в SA2.
3. Аналогично пункту 1, в массиве SA2 находится максимальное значение. Соответствующий участок в обрабатываемом массиве сглаживается. Вычисляется новое значение интенсивности шума и записывается в SA2.
4. Аналогично пункту 2, производятся действия на двух соседних участках обрабатываемого массива, соответствующих разбиению массива SA1. На этом итерация завершается.

Оптимальное с точки зрения минимизации погрешности измерений угловой скорости количество итераций ограничено заданным количеством локальных экстремумов в обрабатываемом массиве, которое определяется, либо экспериментально для типового спектра шумов ЛГ и заданного спектра вибраций в реальных условиях эксплуатации, либо путем математического моделирования.

После завершения итераций производится численное интегрирование дискретного обрабатываемого массива методом Грегори [6] или Эйлера-Маклорена [6] и из полученного интеграла рассчитывается среднее значение элементов этого массива, которое и является результатом измерения угловой скорости на временном интервале $T_{изм}$.

Методика выполнения реверса. Реверс с двумя переключиваниями оси чувствительности ЛГ происходит следующим образом. Ось чувствительности с помощью акселерометров ориентируется в горизонтальной плоскости. Затем, оставаясь в горизонтальной плоскости, она ориентируется вдоль оси, определенным образом связанной с объектом. В этом положении в течение $T_{изм1}$ производится первое измерение проекции вращения Земли. Затем ось переключивается в противоположное направление и производится измерение в течение $T_{изм2}$. Затем ось переключивается в первоначальное положение, и производится измерение в течение $T_{изм3}$. Для реверса с двумя переключиваниями характерны соотношения $T_{изм1} = T_{изм3}$ и $T_{изм2} = 2 * T_{изм1}$. После получения 3-х результатов измерений с обработкой МВС алгебраическая сумма этих результатов примерно равна ошибке измерений, а четверть суммы абсолютных значений – измеряемой величине, при расчёте которой устраняются путем взаимного компенсирования нестабильности от запуска к запуску, медленно меняющиеся составляющие погрешности от «выбега» и погрешности от изменения температуры окружающей среды.

Проверка эффективности МВС. Эксперименты проводились с ЛГ с периметром 44 см фирмы ООО «НПК «Электрооптика»[1] в нормальных лабораторных условиях на высокоточном поворотном стенде путем выполнения 15-ти реверсов с двумя переключиваниями 1 минута – 2 минуты – 1 минута и выполнения 15-ти реверсов с двумя переключиваниями 2,5 минуты – 5 минут – 2,5 минуты. Частота дискретизации съёма данных – 400 Гц. Ось чувствительности гироскопа ориентировалась вертикально вверх, затем вниз и затем снова вверх. В результате выполнено 30 измерений, в каждом из которых выполнялось по три интервала съёма данных.

Полученные результаты обрабатывались с использованием простого осреднения и МВС. Полученные среднеквадратичные отклонения результатов измерений вертикальной проекции угловой скорости вращения Земли приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Среднеквадратичные отклонения результатов измерений вертикальной проекции скорости вращения Земли

Способ обработки	Временные интервалы реверсов с двумя переключиваниями	
	Тизм=1-2-1 мин	Тизм=2,5-5-2,5 мин
Обработка методом простого осреднения	0,0144°/час	0,0093°/час
Обработка с использованием МВС	0,0030°/час	0,0019°/час

Сравнивая полученные результаты, видим, что МВС позволил снизить разброс показаний прибора в 4 раза по сравнению с простым осреднением.

Заключение. Предложен эффективный метод фильтрации шумов сигнала лазерного гироскопа – "Метод выборочного сглаживания", позволяющий в несколько раз снизить погрешность измерений постоянной угловой скорости на коротких интервалах времени, а также компенсировать нестабильность нуля ЛГ от пуска к пуску и медленно меняющиеся составляющие, обусловленные «выбегом» и температурным дрейфом. Проведена экспериментальная проверка метода в режиме реверса с двумя переключиваниями оси чувствительности прибора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лукьянов Д.П., Филатов Ю.В. 50 лет лазерному гироскопу // Материалы XX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор». 2013. С. 7-21. 2;
2. ГОСТ РВ 52 339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах, М., 2005, 15 стр.;

3. IEEE STD 647-2006. IEEE Standard specification format guide and test procedure for single-axis laser gyros. Publ. 2006-09-18. N.Y.: IEEE, 2006. 83 p. 20;
4. **Кутовой Д. А., Ситников П. В.** Некоторые практические вопросы использования вариации Аллана при исследовании бесплатформенного инерциального блока // Материалы XV Санкт-Петербургской конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: ЦНИИ «Электроприбор». 2013. С. 246-252;
5. **Almon S.** The distributed lag between capital appropriations and net expenditures // *Econometrica*. 33, 1965, 178-196.
6. **Корн Г., Корн Т.** Справочник по математике для научных работников и инженеров, М.: Наука – 1973, С. 619,633.

A. A. Aviev (Electrooptika LLC, Moscow), **I.V. Saneev** (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Effective noise digital processing method of ring laser gyro output at short time intervals**

The article describes a study of improvement ring laser gyro accuracy measuring constant angular velocity at short time intervals. An effective digital method to process ring laser gyro output called "Selective Digital Processing" is proposed. The selective digital processing method significantly improves the accuracy for compensation of different error types like a launch-to-launch error and a temperature zero shift.

УДК621.398.694.4

М.А. ВЛАСОВА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

А.Н. ШЕВЧЕНКО
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СХЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ МАГНИТНОГО ПОЛЯ В ГИРОСКОПАХ НА АТОМНОМ СПИНЕ

В работе рассматриваются два основных типа гироскопа на атомном спине: ядерный магнитный гироскоп и гироскоп на эффекте Ханле. В единой форме получены уравнения, описывающие работу системы стабилизации магнитных полей. Проведенный сравнительный анализ показал наличие гироскопической ошибки (чувствительности к угловой скорости вращения основания) в обеих системах стабилизации магнитных полей.

Введение. Гироскоп является ключевым компонентом инерциальных навигационных систем, обеспечивающих автономное, т.е. не зависящее от внешних источников информации, решение задачи ориентации и навигации [1]. В настоящее время наибольшее распространение получили волновые оптические гироскопы, пришедшие на смену механическим, вместе с тем, наблюдается интерес к разработке перспективных гироскопов на атомном спине [2, 3].

Спин – собственный момент импульса элементарных частиц, имеющий квантовую природу, который придает частицам свойства гироскопа, а магнитный момент позволяет ориентировать в пространстве и определять положение этих частиц. В инерциальной системе координат прецессия атомных спинов (ядерных или электронных) происходит на частоте, определяемой напряженностью постоянного магнитного поля и гироманитным отношением – константой, значение которой известно для каждого вещества. Можно выделить два типа атомных гироскопов, использующих эффекты оптической накачки паров щелочного металла и спинобменного взаимодействия этих паров с изотопами благородного газа:

- ядерный магнитный гироскоп (ЯМГ) (в англоязычной литературе NMRG – nuclear magnetic resonance gyroscope) [4–7], в котором ядерные спины изотопов благородного газа прецессируют под действием постоянного магнитного поля;
- гироскоп на эффекте Ханле (ГЭХ) [8-9] (в англоязычной литературе SERFG – spin exchange relaxation free gyroscope), в котором электронные спины паров щелочного металла сохраняют свою ориентацию относительно инерциального пространства в нулевом магнитном поле, созданном с использованием сигнала от изотопа благородного газа.

Во вращающейся системе координат наблюдаемая частота прецессии спина будет меняться не только при изменении скорости вращения основания, но и при флуктуациях постоянного магнитного поля. Поэтому в указанных типах гироскопов используются, по меньшей мере, два разных изотопа. Сигнал от одного из изотопов используется для компенсации флуктуаций магнитного поля с использованием системы стабилизации магнитного поля, а сигнал от другого - для регистрации скорости вращения или угла поворота основания. Таким образом, неотъемлемой частью атомных гироскопов является система стабилизации магнитного поля, работа которой во многом определяет их достижимую точность.

Предлагаемый доклад посвящён сравнению систем стабилизации магнитного поля, используемых в рассматриваемых двух типах гироскопов на атомном спине. Полученные уравнения, описывающие работу систем стабилизации магнитного поля, необходимы для дальнейшей разработки модели выходного сигнала гироскопа, несущего информацию об угловой скорости вращения основания, и сравнения достижимой чувствительности ЯМГ и гироскопа на эффекте Ханле.

Система стабилизации магнитного поля ЯМГ. Рассмотрим один из возможных путей стабилизации магнитного поля ЯМГ – поддержание постоянной Ларморовой частоты прецес-

сии одного из изотопов благородного газа [10]. Выражение для Ларморовой частоты первого изотопа может быть представлено в следующем виде:

$$\omega_1 = \gamma_{n1} B_1 = \gamma_{n1} (B_z^{ЯМГ} + B_z^{6H.} + B_{\Omega z}) = \gamma_{n1} (B_z^{ЯМГ} + B_z^{6H.}) + \Omega_z, \quad (1)$$

где ω_1, γ_{n1} – детектируемая круговая Ларморова частота и гиромагнитное отношение первого изотопа; $B_1 = B_z^{ЯМГ} + B_z^{6H.} + B_{\Omega z}$ – эквивалентное магнитное поле, воспринимаемое первым изотопом; $B_z^{ЯМГ}$ – постоянная составляющая магнитного поля, создаваемого магнитной катушкой и задающего ось чувствительности ЯМГ (ось z); $B_z^{6H.}$ – проекция на ось z остаточного внешнего магнитного поля, ослабленного системой магнитных экранов; Ω_z – проекция угловой скорости вращения основания на ось z , которая воспринимается изотопом как добавочное магнитное поле $B_{\Omega z} = \frac{\Omega_z}{\gamma_{n1}}$.

Уравнение стабилизации магнитного поля $B_z^{ЯМГ}$, с учетом условия стабилизации частоты $\omega_1 = \text{const}$, получается из (1):

$$B_z^{ЯМГ} = \frac{1}{\gamma_{n1}} (\omega_1 - \Omega_z) - B_z^{6H.} = B_1 - B_z^{6H.} - \frac{\Omega_z}{\gamma_{n1}}. \quad (2)$$

Из (2) следует, что величина постоянной составляющей магнитного поля $B_z^{ЯМГ}$, создаваемого магнитной катушкой вдоль оси z , определяется не только выбранным значением стабилизируемой Ларморовой частоты прецессии ω_1 и остаточным внешним магнитным полем $B_z^{6H.}$, прошедшем через магнитный экран, но и скоростью вращения основания Ω_z .

Система стабилизации магнитного поля гироскопа на эффекте Ханле. Для функционирования гироскопа на эффекте Ханле требуется обеспечить в объеме рабочего вещества нулевое магнитное поле для перехода паров щелочного металла в состояние свободное от спин-обменного уширения [9]. Внешние магнитные поля устраняются с помощью магнитных экранов и компенсационных катушек. Компенсация же внутренних полей, созданных намагниченностью паров щелочного металла и ядер благородного газа, осуществляется полем B_y , направленным вдоль оси детектирования y . Для B_y справедливо выражение:

$$B_y - B_{ay} - B_{ny} = 0, \quad (3)$$

где B_y – поле, создаваемое катушками вдоль оси детектирования y ; B_{ay} – проекция на ось y поля, созданного намагниченностью паров щелочного металла; B_{ny} – проекция на ось y поля, созданного намагниченностью ядер благородного газа.

В установившемся режиме намагниченность ядер благородного газа определяется степенью их поляризации. Для гироскопа на эффекте Ханле поляризация благородного газа вдоль оси чувствительности z описывается выражением [11]:

$$P_{nz} = P_{ny} \frac{B_z^{\Gamma\Delta X} + B_z^{6H.} + B_{\Omega z}}{B_y - B_{ay}}, \quad (4)$$

где P_{ny} – поляризация изотопов благородного газа вдоль оси детектирования y ; $B_z^{\Gamma\Delta X}$ – поле, создаваемое магнитной катушкой вдоль оси z чувствительности гироскопа на эффекте Ханле; $B_{\Omega z} = \frac{\Omega_z}{\gamma_n}$ – добавочное поле, вызванное вращением гироскопа вокруг оси чувствительности; γ_n – гиромагнитное отношение изотопа благородного газа.

С учетом (3) выражение (4) принимает вид:

$$P_{nz} = P_{ny} \frac{B_z^{\Gamma\Xi X} + B_z^{\text{вн.}} + B_{\Omega z}}{B_{ny}} = \frac{P_{ny}}{B_{ny}} \left(B_z^{\Gamma\Xi X} + B_z^{\text{вн.}} + \frac{\Omega_z}{\gamma_n} \right). \quad (5)$$

Приняв $B_{ny} = kP_{nz}$, где k – коэффициент пропорциональности между степенью поляризации и создаваемой ей намагниченностью, из (5) можно получить уравнение стабилизации магнитного поля $B_z^{\Gamma\Xi X}$:

$$B_z^{\Gamma\Xi X} = kP_{nz} - B_z^{\text{вн.}} - \frac{\Omega_z}{\gamma_n}. \quad (6)$$

Из (6) следует, что величина постоянной составляющей магнитного поля $B_z^{\Gamma\Xi X}$, создаваемого магнитной катушкой вдоль оси чувствительности гироскопа z , определяется не только поляризацией благородного газа вдоль оси чувствительности P_{nz} и остаточным внешним магнитным полем $B_z^{\text{вн.}}$, прошедшем через магнитный экран, но и скоростью вращения основания Ω_z .

Сравнительный анализ. Анализируя уравнения (2) и (6), можно сделать вывод о том, что вне зависимости от типа гироскопа на атомном спине при построении системы стабилизации магнитного поля по сигналу одного из изотопов в уравнениях стабилизации неизбежно появляется значение проекции скорости вращения основания на ось чувствительности гироскопа. Степень влияния скорости вращения основания на работу системы стабилизации магнитного поля обратно пропорциональна гиромангнитному отношению изотопа благородного газа, по сигналу которого производится компенсация флуктуаций магнитного поля.

Изменение постоянной составляющей магнитного поля, создаваемого катушкой, вдоль оси чувствительности ЯМГ, вызванное реакцией системы стабилизации магнитного поля на вращение основания, приведет к изменению скорости прецессии второго изотопа, сигнал которого используется для определения проекции скорости вращения основания на ось чувствительности. Аналогично для **гироскопа на эффекте Ханле**, чувствительность системы стабилизации поля к вращению основания приведет к дополнительному повороту поляризации паров щелочного металла. Таким образом, в рассмотренных типах гироскопов вращение основания приводит к появлению гироскопической погрешности измерения магнитного поля, искажающей работу системы стабилизации. Указанная погрешность системы стабилизации магнитного поля проявляется, как систематическая погрешность гироскопов на атомном спине и может быть учтена при калибровке масштабного коэффициента.

Заключение. Несмотря на отличия, гироскопы на атомном спине, рассмотренные в работе, имеют общие физические основы и схожие системы стабилизации магнитного поля вдоль оси чувствительности гироскопа. Для проведения сравнительного анализа ЯМГ и гироскопа на эффекте Ханле выведены в одинаковой форме уравнения, описывающие работу системы стабилизации магнитного поля. Показан механизм влияния ненулевой скорости вращения основания гироскопа на работу рассмотренных систем. В дальнейшем на основе полученных уравнений будут построены модели выходного сигнала гироскопа, наглядно показывающие, что масштабный коэффициент для рассмотренных типов гироскопов определяется отношением гиромангнитных отношений используемых изотопов.

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. **Larsen, M., Bulatowicz, M.** Nuclear magnetic resonance gyroscope: for DARPA's micro-technology for positioning, navigation and timing program // Proc. IEEE Int. Frequency Control Symposium, 2012.
5. **Liu, Y., Shi, M., Wang, X.** Progress on atomic gyroscope // 2017 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). IEEE, 2017. С. 1–7.
6. **Вершовский А.К., Литманович Ю.А., Пазгалёв А.С., Пешехонов В.Г.** Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №. 1. С. 55–80.
7. **Popov, E. N. et al.** Behavior of Signal from Optical Circuit of Quantum Rotation Sensor Based on Nuclear Magnetic Resonance // Gyroscopy and Navigation. 2018. Т. 9. №. 3. С. 183–190.
8. **Appelt S. et al.** Separation of the magnetic quantization axes by lightshift interaction in a Rb/Xe gas mixture // Optics communications. 1993. Т. 96. №. 1-3. С. 45–51.
9. **Kornack, T.W., Ghosh, R.K., and Romalis, M.V.** Nuclear spin gyroscope based on an atomic comagnetometer, *Phys. Rev. Lett.*, 2005, vol. 95, p. 230801.
10. **Walker, T.G., Larsen, M.S.** Spin-exchange-pumped NMR gyros // Advances in Atomic, Molecular, and Optical Physics. 2016. V. 65. P. 377–405.
11. **Dong, H., Gao, Y.** Comparison of Compensation Mechanism Between an NMR Gyroscope and an SERF Gyroscope // IEEE Sensors Journal. 2017. Т. 17. №. 13. С. 4052–4055.

M.A.Vlasova (ITMO University, St. Petersburg), **A.N.Shevchenko** (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg).
Comparative analysis of magnetic field stabilization schemes of atomic spin gyroscopes

The paper considers two main types of atomic-spin gyroscopes: dynamic (angular rate sensor) and positional (analogue of a free gyroscope). Equations describing the operation of the magnetic fields stabilization system are obtained in a uniform form. The general principles of the operation of two types of gyroscopes are noted and significant differences are revealed.

УДК 621.398.694,4

В.В. ЧАЛКОВ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛИ САМОГЕНЕРАЦИИ КВАНТОВОГО ДАТЧИКА ВРАЩЕНИЯ

Приводится разомкнутая модель самогенерации квантового датчика вращения. Показана принципиальная возможность описания чувствительного элемента датчика с помощью уравнений Блоха. Приведено описание и представлены результаты моделирования, подтверждающие адекватность разрабатываемой модели.

Введение. В настоящее время актуальной задачей является построение систем навигации для высокодинамичных объектов, решение которой требует разработки малогабаритных и виброустойчивых датчиков вращения. В настоящее время для исследователей значительный интерес представляет изучение квантовых датчиков вращения (КДВ) [1], что связано с развитием компонентой базы, позволяющей создать датчик в малогабаритном исполнении.

Известно, что для стабильной работы КДВ [2,3,4] необходимо наличие возбуждающего магнитного поля на ларморовской частоте рабочего вещества (в исследуемом датчике - изотопа ксенона) для фиксации частоты автоколебаний и независимость значения индукции магнитного поля внутри его чувствительного элемента (ЧЭ) от внешнего магнитного поля и ряда других факторов.

Одной из проблем, возникающих при создании возбуждающего поля на ларморовской частоте рабочего вещества, является необходимость в использовании эффективной обратной связи – “цепи самогенерации”. Для её реализации необходимо произвести точный расчёт коэффициентов цепи обратной связи.

Настоящая работа посвящена разработке модели КДВ, в частности, системы самогенерации на частотах рабочего вещества в ЧЭ. Адекватность модели предлагается проверить посредством сравнения результатов моделирования и экспериментальных данных.

Объект исследования. Объектом исследования является КДВ. Принцип действия такого датчика заключается в определении скорости вращения основания по данным о значениях гиромагнитного отношения, индукции магнитного поля и наблюдаемой ларморовской частоты прецессии применяемого вещества [5]:

$$\Omega = B \cdot \gamma - \omega, \quad (1)$$

где Ω – скорость вращения основания; B – значение индукции магнитного поля; γ – гиромагнитное отношение; ω – наблюдаемая ларморовская частота прецессии.

Цель работы заключается в разработке адекватной модели ЧЭ КДВ, а именно его основных частей таких, как газонаполненная ячейка, магнитные катушки и разомкнутая система самогенерации.

Модель КДВ. Основным элементом модели является газонаполненная ячейка – ЧЭ КДВ, описываемая уравнениями Блоха (2).

$$\begin{aligned} \frac{dM_x}{dt} &= \gamma [M_y H_z - M_z H_y] - \frac{M_x}{T_2} \\ \frac{dM_y}{dt} &= \gamma [M_z H_x - M_x H_z] - \frac{M_y}{T_2} \\ \frac{dM_z}{dt} &= \gamma [M_x H_y - M_y H_x] - \frac{M_z - M_0}{T_1} \end{aligned}, \quad (2)$$

где M_x , M_y , M_z – компоненты вектора намагниченности; H_x , H_y , H_z – компоненты приложенного магнитного поля; M_0 – стационарное значение ядерной намагниченности, T_1 – поперечное время жизни изотопа рабочего вещества, T_2 – продольное время жизни изотопа рабочего вещества.

Система уравнений (2) описывает поведение спиновой намагниченности ядер атомов внутри газонаполненной ячейки при воздействии на неё магнитных полей [6]. Таким образом, уравнения

Блоха можно использовать для описания процессов, происходящих в газе с большим временем релаксации, резонансные эффекты у которых наблюдаются в виде одиночных узких линий.

Для моделирования магнитных катушек были использованы коэффициенты магнитных катушек рассчитанных в прошлой работе автора [7,8,9]. В качестве разомкнутой системы самогенерации применялся блок создающий воздействие пи/2 импульса, для моделирования идеальной работы замкнутой системы самогенерации.

Кроме того, модель КДВ включает схему обработки выходного сигнала газонаполненной ячейки [10]. Эта схема разделена на два канала, X и Y, каждый из которых имеет в своём составе полосовые фильтры и фильтры низких частот, для выделения сигналов подаваемых на соответствующие катушки, которые в свою очередь создают магнитные поля на ларморовской частоте прецессии рабочего вещества.

Результаты моделирования. Изложенная выше схема была реализована в качестве компьютерной программы в среде MATLAB Simulink. Программа предусматривает возможность изменения параметров полосовых фильтров, фильтров низких частот, уравнения Блоха, синхронных детекторов и вывод графиков. Структура модели представлена на рисунке 1.

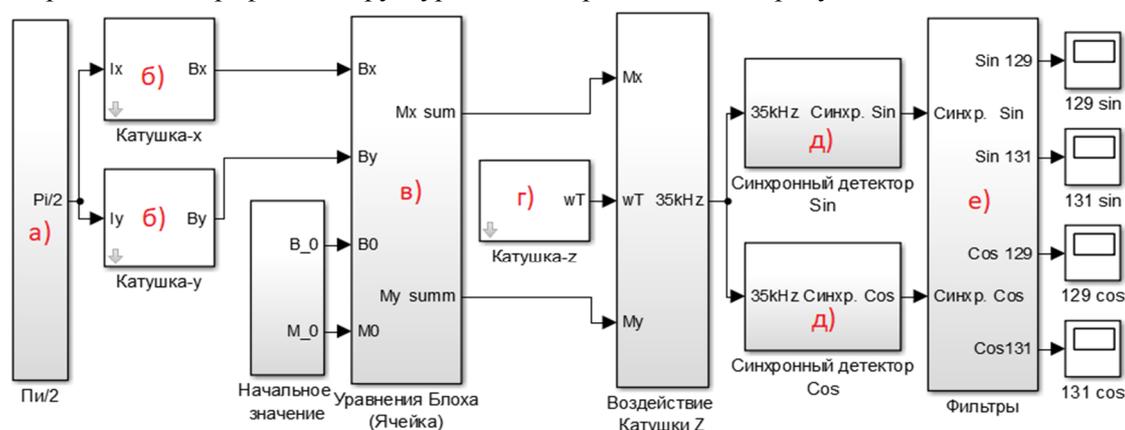


Рис. 1. Модель, разработанная в среде MATLAB Simulink, а) блок, генерирующий пи/2 импульс, б) катушки X и Y, в) блок уравнений Блоха, г) катушка Z, д) блок синхронных детекторов, е) блок полосовых фильтров

На рисунке 2 представлены графики реакции системы на пи/2 импульс. На левой части рисунка представлен график, полученный при моделировании, он имеет вид затухающего сигнала, длительность этого затухания соответствует времени релаксации выбранного вещества, задаваемого в модели. На правой части рисунка представлен график, полученный при испытаниях лабораторного образца КДВ, при подаче на магнитные катушки пи/2 импульса, форма и длительность этого сигнала коррелируют с формой и длительностью сигнала, вырабатываемого моделью, что подтверждает её адекватность.

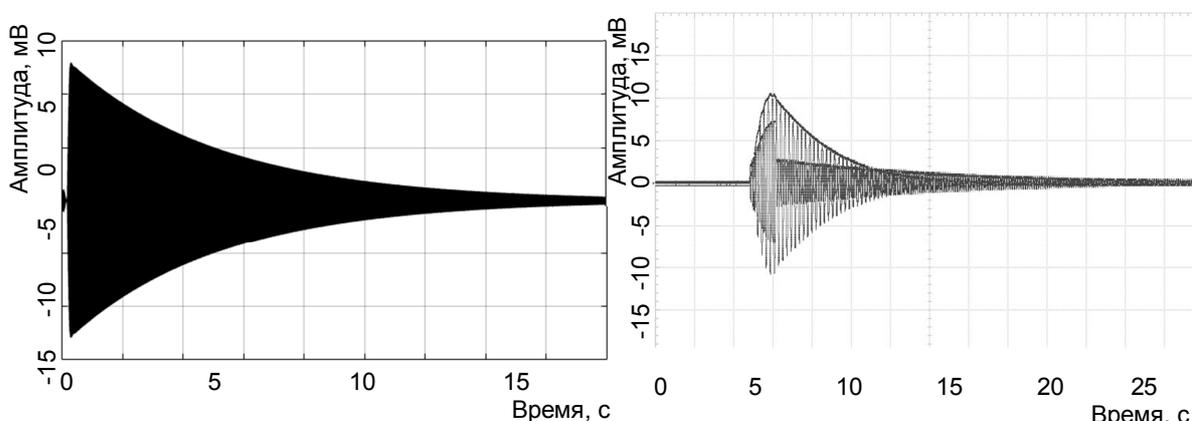


Рис. 2. График реакции модели (слева) и лабораторного стенда (справа) на воздействие пи/2 импульса

Выводы. Разработана разомкнутая модель самогенерации квантового датчика вращения, позволяющая проверить принципиальную возможность описания его чувствительного элемента с помощью уравнений Блоха. Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными, подтвердили адекватность разработанной модели.

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. **Кислицина Е.А., Шевченко А.Н.** Методика формирования требований к градиенту магнитного поля при определении метрологических характеристик ячеек ядерного магнитного гироскопа // Альманах научных работ молодых ученых Университета ИТМО. СПб, 2018.
3. **Ding, M.** Development and prospect of quantum sensing technology // Материалы XX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием / Под общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. 443 с.
4. **Риле Ф.** Стандарты частоты. Принципы и приложения. Физматлит, 2009. 512 с.
5. **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.
6. **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.
7. **Чалков В. В., Шевченко А.Н.** Определение параметров магнитного экрана квантового датчика вращения на основе анализа формы параметрического резонанса цезия // Альманах научных работ молодых ученых Университета ИТМО. 2019.
8. **Чалков В.В., Шевченко А.Н.** Исследование остаточной намагниченности магнитного экрана квантового датчика вращения по сигналам параметрического резонанса цезия // Материалы XXI конференции молодых ученых с международным участием. Под общей редакцией В.Г. Пешехонова. СПб. 2019. С.175–177
9. **Chalkov V. V., Shevchenko A. N.** Studying the atomic gyroscope magnetic shield residual magnetization by comparing parametric resonance signals // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Т. 1536. С. 012013.
10. **Лёше А.** Ядерная индукция. М.: Издательство иностранной литературы, 1963. 683 с.

V.V. Chalkov (State Research Center Concern CSRI Elektroprigor, JSC, ITMO University, St. Petersburg). **Research of model of atomic gyroscope self-generation.**

The results of work in which a model of the self-generation of a quantum rotation sensor was developed are presented. The paper describes the models and presents the modeling results, confirming the adequacy of the developed model.

УДК 629.05

А. С. ВОРОНОВ

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

ГИРОСКОП НА ОСНОВЕ АТОМНОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ

Описан принцип работы основного элемента атомного гироскопа – атомного интерферометра. Показаны некоторые проблемы его создания. Кратко описан атомный чип на базе Бозе-Эйнштейновского конденсата.

Введение. В начале XX-го века французский физик-теоретик Луи де Бройль выдвинул теорию о том, что любой микробъект, по аналогии с фотонами, является одновременно как частицей, так и волной, именуемой «волной де Бройля». Таким образом, атомы могут быть рассмотрены как волны, при определенных параметрах которых наблюдается эффект интерференции. Кроме того, при наличии ненулевой угловой скорости интерференционная картина видоизменяется (эффект Саньяка), что теоретически позволяет создать принципиально новый тип гироскопических приборов – гироскопов на волнах де Бройля (ГВБ). Теоретически, точность ГВБ на несколько порядков превосходит точность лазерных и волоконно-оптических гироскопов – атомы движутся существенно медленнее фотонов имея при этом большую длину волны. При одинаковых площадях интерферометров ГВБ на 9-12 порядков чувствительнее лазерного гироскопа [1]. «Сердцем» ГВБ – его чувствительным элементом является атомный интерферометр (АИ), в котором, в отличие от оптических гироскопов, вместо света (фотонов), «пролетают» микрочастицы (атомы).

Важно отметить, что АИ также чувствителен к ускорению, что с одной стороны приводит к погрешности в измерения угловой скорости, а с другой – позволяет его использовать в качестве акселерометра или гравиметра. В последние годы активно проводятся исследования интерференции атомов, находящихся в состоянии Бозе-Эйнштейновского конденсата (БЭК).

Настоящая работа представляет собой краткий экскурс в устройство АИ и показывает некоторые проблемы создания ГВБ.

Принцип работы АИ. В большинстве современных АИ используется схема интерферометра Маха-Цендера (см. рис. 1 [2]).

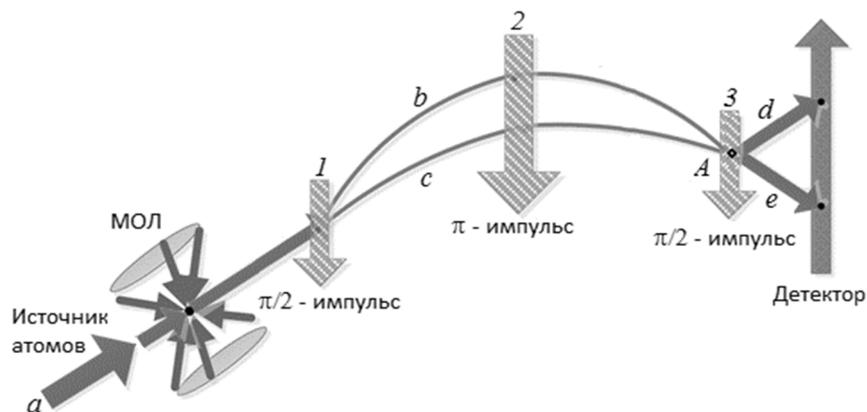


Рис. 1. Принципиальная схема атомного интерферометра

Пучок атомов a , охлажденных в магнитооптической ловушке (МОЛ), пролетающий через пару лазерных лучей 1 ($\pi/2$ – импульс), являющейся аналогом полупрозрачной пластинки, расщепляется на два пучка b и c , один из которых (b) изменяет траекторию своего движения относительно первоначального пучка a . После прохождения пучков через пару лазерных лучей 2 (π – импульс) оба пучка (b и c) изменяют свою траекторию движения. В месте их пересечения (точка А) атомы снова подвергаются воздействию парой лазерных лучей 3 ($\pi/2$ – импульс). На выходе АИ имеется два пучка d и e , содержащие атомы, прошедшие по обоим плечам интерферометра [2, 3]. Интерференция волн де Бройля проявляется одновременно в виде пространственного разнесения атомов в пучках d и e и осцилляции населенностей внутренних состояний.

Известно, что сдвиг по фазе интерференционной картины $\Delta\phi_{AI}$ определяется из [5]:

$$\Delta\phi_{AI} = \frac{4\pi E}{hc^2} \cdot A \cdot \Omega + k_{eff} \cdot a \cdot T^2 - k_{eff} \cdot (\Omega \times a) \cdot T^3, \quad (1)$$

где E – энергия частицы; h – постоянная планка; A – площадь контура интерференции; Ω – угловая скорость; k_{eff} – волновой вектор; c – скорость света в вакууме; a – ускорение; T – время пролета атомов между $\pi/2$ – импульсами.

Первое слагаемое выражения (1) отвечает за чувствительность к угловой скорости АИ, второе – к ускорению. Третий член – перекрестный. Таким образом АИ способен фиксировать помимо угловой скорости и ускорение, а ГВБ является также и акселерометром. Ускорение (в том числе гравитационное) вызывает систематическую ошибку при определении скорости вращения и для прецизионных измерений этот факт является критическим, ограничивающим точность ГВБ.

Основными элементами АИ являются *источник атомов*, *МОЛ*, *зона пролёта*, содержащая $\pi/2$ - и π -импульсы и *детектор*

- *Источник атомов* может представлять собой подогреваемую герметичную камеру с отверстием и рабочим материалом. При нагревании камеры до температуры испарения рабочий материал переходит в газообразную форму. При этом атомы металла хаотично распределяются внутри камеры и беспорядочно сталкиваются со стенками камеры пока не «находят» отверстия, после чего вылетают из камеры. В связи со многими техническими ограничениями в АИ, обычно, используются изотопы рубидия ^{85}Rb или ^{87}Rb .
- *МОЛ* – устройство, которое используется для лазерного охлаждения и магнитооптического захвата микрочастиц для получения холодных атомов при температурах порядка единиц микрокельвинов. Устройство представляет собой сочетание трёх ортогональных пар встречно направленных лазерных лучей и магнитных катушек.
- В *зоне пролёта* атомов располагаются лазерные системы для разделения атомного пучка и его последующего соединения. Разделение атомного пучка происходит при воздействии на систему $\pi/2$ – и π – импульсов. После прохождения $\pi/2$ – импульса около 50% атомов получает импульс от фотонов и изменяет траекторию своего движения. После π – импульса все атомы получают (или теряют) импульс и, как следствие отклоняются.
- Для *детектирования* интерференционной картины используется информация о количестве атомов в пучках, после второй декомпозиции (после второго $\pi/2$ – импульса). Это возможно сделать, например, подсвечивая атомы резонансным излучением и фиксируя люминесценцию атомов ПЗС-матрицей. В случае атомов рубидия необходима матрица, чувствительная в ближнем инфракрасном диапазоне. Процедура измерения основана на использовании циклических переходов [3].

Проблемы реализации. На данный момент существует несколько десятков образцов АИ [2, 6]. Отдельно стоит выделить [7], в котором два независимых атомных пучка летят навстречу друг другу по баллистической траектории, что позволяет проводить измерения одновременно по шести координатам. Однако массогабаритные характеристики АИ не позволяют использовать их в качестве возимых приборов. Например, масса интерферометра [8], предназначенного для работы в космосе составляет 221 кг, а занимаемый объем – 470 л при энергопотреблении 608 Вт.

Наряду с проблемами компактизации АИ существует ряд проблем, требующих решения. Ниже приведены некоторые из них, а также возможные способы их решения:

- *Проблема чувствительности:* Основной фактор, ограничивающий чувствительность АИ на уровне 10^{-4} °/√ час – пространственные и временные нестабильности волновых фронтов лазерных лучей, образующих «зеркала» интерферометра.
- *Проблема работоспособности АИ при ускорениях:* чтобы обеспечить работоспособность в поле земного тяготения (1 g), атомные пучки необходимо запускать под углом к горизонту.
- *Проблема работоспособности АИ при вибрациях:* при увеличении времени опроса фазовый шум, вызванный паразитными вибрациями достигает предела чувствительности. Для уменьшения этого источника разработаны различные методы [9], адаптируемые к различным условиям эксплуатации.

- *Проблема работоспособности гироскопа на АИ при ускорениях:* для устранения вклада второго слагаемого необходимо применять два встречных атомных пучка.
- *Проблема работоспособности гироскопа на АИ при ускорениях:* для устранения влияния второго слагаемого из уравнения (1), необходимо применять два встречных атомных пучка. Вычитая полученные сигналы друг из друга вклад второго слагаемого обнуляется.
- *Проблема работоспособности гравиметров на АИ при угловых скоростях:* для устранения ошибок, вызванных угловыми скоростями, требуется идеальная параллельность лазерных лучей вектору силы тяжести [2].

Решение важных для навигационного приборостроения проблем компактизации АИ, и уменьшение чувствительности к ускорению может быть получено использованием атомного чипа.

Атомный чип. Атомный чип – это устройство, предназначенное для миниатюризации установок квантовой оптики с холодными атомами. Это интегрированное устройство, которое способно охлаждать материю (вплоть до БЭК), захватывать и измерять её параметры, одновременно контролируя как внутренние, так и внешние степени свободы. Чип не обязательный элемент в устройстве, однако в связи с существенным выигрышем в габаритах и расширением возможностей в управлении большинство разрабатываемых в последнее время АИ его используют. Технология создания атомных чипов обсуждена в ряде работ [10–13].

Основной идеей ГВБ на атомном чипе является создание БЭК с последующей его интерференцией. Конденсат атомов с помощью магнитных полей вблизи поверхности чипа перемещается в область интерферометрии, с последующей декомпозицией на два пучка с разными атомными состояниями. Минимизация влияния ускорения достигается тем, что атомы, находясь вблизи поверхности чипа, перемещаются внутри потенциальной ямы, форма которой задаёт траекторию полёта атомов. На таких чипах, площадь которых измеряется единицами – десятками см², возможно одновременно установить систему разбиения атомного пучка и область детектирования атомных состояний. На текущий момент известно множество опытных образцов АИ на атомном чипе [14– 18], причем их количество, а также технологии производства и схемы построения постоянно увеличиваются, что явно следует из обзоров [3, 19, 20].

В свою очередь, применение атомного чипа усложняет конструкцию и накладывает дополнительные требования. Например, при недостаточной стабильности магнитных полей, определяемой нестабильностью тока возможно локальное отсутствие потенциальной ямы или существенный дисбаланс её размеров. Для снижения теплового шума (шум Джонсона) требуется высокая температурная стабильность и использование специальных сплавов. Высокое содержание примесей в проводниках, или недостаточная чистота поверхности (высокая шероховатость) могут вызвать локальные возмущения магнитных полей вблизи поверхности чипа, что накладывает дополнительные требования по чистоте материалов и качества поверхности. Более подробно об этих и других проблемах реализации атомного чипа приведено в [10].

Заключение. Развитие атомной спектроскопии позволило создать приборы, использующие для съёма информации об угловой скорости интерференционную картину в атомном интерферометре. Чувствительность этой картины к угловым скоростям и ускорениям теоретически позволяет создать гироскоп (и одновременно с этим акселерометр), работающий на фиксации интерференции атомов, что уже доказано в ряде лабораторных установок. Применение атомного чипа позволило решить ряд проблем, добавив одновременно новые. Хотя создание промышленного гироскопа на атомном чипе еще не завершено, наличие успешных лабораторных испытаний вселяет небезосновательный оптимизм.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кробка Н. И.** Квантовая микромеханика: гироскопы на волнах де Бройля и квантовых свойствах сверхтекучих жидкостей. Тенденции развития и состояние разработок // Гироскопия и навигация. 2009. №. 3. С. 36–55.
2. **Zhang L. et al.** A novel monitoring navigation method for cold atom interference gyroscope // Sensors. 2019. Т. 19. №. 2. С. 222.
3. **Вершовский А. К.** Схемы построения гироскопов на эффекте интерференции холодных атомов // Навигация и управление движением. 2016. С. 13–20.

4. **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.
5. **Takase K.** Precision Rotation Rate Measurements with a Mobile Atom Interferometer. Ph.D. Thesis, Stanford University, Stanford, CA, USA, 2008.
6. **Garrido Alzar C. L.** Compact chip-scale guided cold atom gyrometers for inertial navigation: Enabling technologies and design study // AVS Quantum Science. 2019. Т. 1. №. 1. С. 014702.
7. **Canuel B. et al.** Six-axis inertial sensor using cold-atom interferometry // Physical review letters. 2006. Т. 97. №. 1. С. 010402.
8. **Schuldt T. et al.** Design of a dual species atom interferometer for space // Experimental Astronomy, 2015, Т. 39, №.2, С. 167–206.
9. **Fang B. et al.** Metrology with atom interferometry: Inertial sensors from laboratory to field applications // Gravitational waves. 2016. Т. 8. С. 9.
10. **Keil M. et al.** Fifteen years of cold matter on the atom chip: promise, realizations, and prospects // Journal of modern optics. 2016. Т. 63. №. 18. С. 1840–1885.
11. **Fortágh J., Zimmermann C.** Magnetic microtraps for ultracold atoms // Reviews of Modern Physics. 2007. Т. 79. №. 1. С. 235.R.
12. **Folman R.** Material science for quantum computing with atom chips // Quantum Information Processing. 2011. Т. 10. №. 6. С. 995.
13. **Reichel J.** Trapping and manipulating atoms on chips // Atom chips. 2011. С. 33–60.
14. **Albiez M. et al.** Direct observation of tunneling and nonlinear self-trapping in a single bosonic Josephson junction // Physical review letters. 2005. Т. 95. №. 1. С. 010402.
15. **Ritter R. et al.** Atomic vapor spectroscopy in integrated photonic structures // Applied Physics Letters. 2015. Т. 107. №. 4. С. 041101.
16. **Ott H. et al.** Bose-Einstein condensation in a surface microtrap // Physical review letters. 2001. Т. 87. №. 23. С. 230401.
17. **Leanhardt A. E. et al.** Propagation of Bose-Einstein condensates in a magnetic waveguide // Physical review letters. 2002. Т. 89. №. 4. С. 040401.
18. **Huang M. Z. et al.** Towards a quantum-enhanced trapped-atom clock on a chip // Quantum Information and Measurement. Optical Society of America, 2019. С. T5A. 32.
19. **Schneider S. et al.** Bose-Einstein condensation in a simple microtrap // Physical Review A. 2003. Т. 67. №. 2. С. 023612.
20. **Reichel J., Vuletic V.** (ed.). Atom chips // John Wiley & Sons, 2011.

A.S. Voronov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO UNIVERSITY, Saint Petersburg). **Atomic interferometry gyroscope**

The principle of atomic interferometer (the main part of the de Broglie wave gyroscope) is described. Some problems of its implementation are given. Sensitive elements based on the Bose-Einstein condensate using an atomic chip are discussed.

УДК 531.383

СТЯЖКИНА А.В., БЕЛЯЕВ Я.В., БЕЛОГУРОВ А.А., БОЧАРОВ А.Н.
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ДВУХМАССОВОГО МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рассмотрен процесс разработки математической модели двухмассового чувствительного элемента микромеханического гироскопа, состоящей из аналитической модели и конечно-элементной модели, на основе прототипа. На основе математической модели проведен расчет параметров чувствительного элемента, представлено сравнение результатов, полученных с помощью аналитической и конечно-элементной моделей.

Введение. Существенной проблемой при практической реализации навигационных систем и систем управления на основе микромеханических инерциальных датчиков является зависимость точностных характеристик датчиков от внешних воздействующих факторов различной природы. В частности, на микромеханический гироскоп (ММГ) наибольшее влияние оказывают температурные и механические воздействия [1].

Анализ работ зарубежных авторов [2-5] показал, что значительное снижение чувствительности ММГ к внешним воздействиям возможно за счет применения динамически сбалансированной многомассовой архитектуры чувствительного элемента (ЧЭ) датчика. Такое решение позволяет снизить влияние внешних воздействий на несколько порядков за счет вычитания ошибок в синфазных составляющих выходного сигнала двух или более масс, движущихся противофазно. Таким образом, разработка многомассового микромеханического гироскопа с пониженной чувствительностью к внешним воздействиям является одним из наиболее актуальных направлений в области инерциальных микромеханических датчиков.

В связи с отсутствием возможности макетирования одним из основных этапов разработки микромеханического датчика является разработка его математической модели и исследование характеристик на ее основе. Математическая модель на начальном этапе разработки может строиться на основе информации, полученной при анализе существующих конструкций, и выбора прототипа. Такой подход позволяет верифицировать математические модели и методики расчета за счет экспериментального исследования характеристик прототипа. В настоящей работе рассматривается процесс разработки математической модели двухмассового ЧЭ ММГ на основе его прототипа. Разработанная модель включает в себя аналитическую модель, позволяющую провести быструю оценку параметров ЧЭ ММГ, в том числе как единой системы, и конечно-элементную модель, необходимую для уточненного расчета параметров элементов ЧЭ ММГ (упругих подвесов, электродной структуры) [6].

Выбор прототипа конструкции ЧЭ ММГ. Выбор прототипа конструкции двухмассового ЧЭ ММГ [7], эскиз которой приведен на рис. 1, осуществлен на основе следующих требований:

- технических требований непосредственно к ММГ;
- ограничений, накладываемых интегральной схемой, предназначенной для преобразования первичной информации об угловой скорости в выходной код, а также для управления движением подвижной массы ЧЭ;
- технологических требований, сформированные на основе выбранной технологии изготовления – «кремний на изоляторе с заранее вытравленными полостями» (Cavity-SOI).

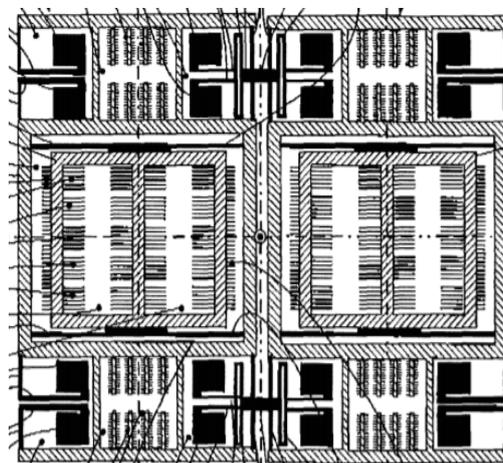


Рис. 1. Конструкция ЧЭ ММГ ф. Tronics (Патент US20160265916A1)

Сформированные требования приведены в табл.1.

Т а б л и ц а 1

Технические требования к ЧЭ ММГ		
№	Характеристика ТТ	Значение
Технические требования к ММГ		
1	Диапазон угловых скоростей, ...°/с	± 450
Ограничения интегральной схемы		
2	Номинальная емкость электродов, пФ	0,8 – 15,4
3	Дифференциальная емкость электродов, пФ	0,76
4	Напряжение управления, В	4,4 – 7
5	Собственная частота первичных колебаний, кГц	10-30
Технологические требования		
6	Толщина структурного слоя, мкм	60
7	Аспектное соотношение	1:20

Разработка математической модели. Разработка математической модели ЧЭ ММГ на основе его прототипа состояла из четырех этапов:

1. Вывод выражений для параметров первичных и вторичных колебаний на основе уравнений движения подвижной массы ЧЭ ММГ в общем виде (1), приведенных в [8]. Эти уравнения имеют вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_{D1} + 2\delta_{D1}\omega_{D1}\dot{x}_{D1} + \omega_{D1}^2x_{D1} - \omega_{CD}^2x_{D2} = \frac{F_1}{m_1}; \\ \ddot{x}_{D2} + 2\delta_{D2}\omega_{D2}\dot{x}_{D2} + \omega_{D2}^2x_{D2} - \omega_{CD}^2x_{D1} = \frac{F_2}{m_2}; \\ \ddot{y}_{S1} + 2\delta_{S1}\omega_{S1}\dot{y}_{S1} + \omega_{S1}^2y_{S1} - \omega_{CS}^2y_{S2} = -2\Omega_z\dot{x}_{D1}; \\ \ddot{y}_{S2} + 2\delta_{S2}\omega_{S2}\dot{y}_{S2} + \omega_{S2}^2y_{S2} - \omega_{CS}^2y_{S1} = -2\Omega_z\dot{x}_{D2}; \end{array} \right. \quad (1)$$

где x_{Di}, y_{Si} – перемещение i -ой подвижной массы по первичной (D) и вторичной (S) осям ($i=1..2$); δ_{Di}, δ_{Si} – коэффициент демпфирования i -ой подвижной массы по первичной и вторичной осям ($i=1..2$); ω_{Di}, ω_{Si} – собственная частота упругого подвеса i -ой подвижной массы по первичной и вторичной осям ($i=1..2$); ω_{CD}, ω_{CS} – собственная частота связующего упругого подвеса по первичной и вторичной осям; Ω_z – проекция угловой скорости вращения основания на ось z ; m_i – масса i -ой подвижной массы ($i=1..2$); F_i – сила, действующая на i -ую подвижную массу ($i=1..2$).

2. Вывод уравнений движения подвижной массы ЧЭ ММГ по первичной (2) и вторичной осям в сосредоточенных параметрах. Такой подход позволяет правильно определить выражения для суммарной жесткости упругого подвеса. Структурная схема ЧЭ ММГ в сосредоточенных параметрах для первичной оси приведена на рисунке 2. Уравнения по первичной оси задаются в следующем виде

$$\left\{ \begin{array}{l} m_1s^2x_{D1} + 4k_1x_{D1} + 2k_1(x_{D1} - x_{b1}) + 2k_1(x_{D1} - x_{b2}) = F_1; \\ m_2s^2x_{D2} + 4k_1x_{D2} + 2k_1(x_{D2} - x_{b1}) + 2k_1(x_{D2} - x_{b2}) = F_2; \\ m_{b1}s^2x_{b1} + 4k_2x_{b1} - 2k_1(x_{D1} - x_{b1}) - 2k_1(x_{D2} - x_{b1}) = 0; \\ m_{b2}s^2x_{b2} + 4k_2x_{b2} - 2k_1(x_{D1} - x_{b2}) - 2k_1(x_{D2} - x_{b2}) = 0; \end{array} \right. \quad (2)$$

где x_{bn} – перемещение n -ой промежуточной балки по первичной оси ($n=1..2$); m_n – масса n -ой промежуточной балки ($n=1..2$); k_j – коэффициент жесткости j -ого упругого подвеса по первичной оси ($j=1..2$). Уравнения для вторичной оси записывается аналогично.

3. Разработка параметризованной конечно-элементной модели ЧЭ ММГ с целью уточнения механических параметров (матрицы жесткостей, собственных частот). Трехмерная модель ЧЭ ММГ приведена на рисунке 3.

4. Учет в аналитической модели результатов конечно-элементного моделирования и расчет параметров ЧЭ ММГ.

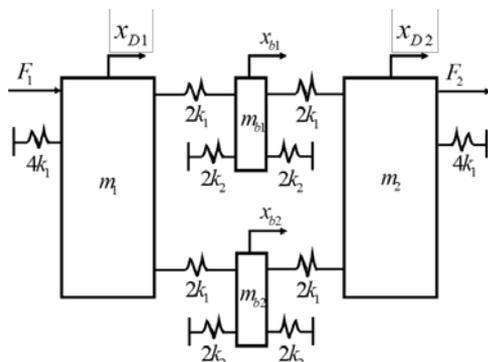


Рис. 2. Схема двухмассового ЧЭ ММГ в сосредоточенных параметрах

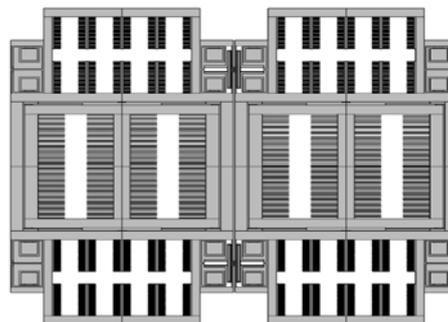


Рис. 3. Трехмерная модель двухмассового ЧЭ ММГ

Параллельно в два этапа (аналитическое описание и уточнение посредством конечно-элементного моделирования) проведена разработка математической модели электрической части ЧЭ – электродной структуры [9].

Оценка характеристик. Для характеристики конструкции на первом этапе требуется оценить параметры ее элементов:

- электродной структуры: номинальная емкость электродной структуры и изменение ее емкости при наличии угловой скорости;
- упругого подвеса: коэффициенты жесткости, а также собственные частоты синфазных и противофазных колебаний.

Значения параметров элементов ЧЭ ММГ рассчитаны с помощью разработанной аналитической модели и затем уточнены посредством конечно-элементного моделирования в программном пакете Comsol Multiphysics. По результатам анализа результаты конечно-элементного расчета отличаются от результатов аналитического расчета:

- для электрических параметров не более, чем на 20 %, что обусловлено учетом паразитных емкостей и краевых эффектов;
- для механических параметров не более чем на 11 %, что обусловлено учетом анизотропной модели материалов и конкретной геометрии подвижной массы.

На втором этапе результаты конечно-элементного расчета учтены в аналитической модели и проведен расчет параметров ЧЭ ММГ. Результаты расчета приведены в таблице 2.

Т а б л и ц а 2

Результаты расчета параметров двухмассового ЧЭ ММГ

№	Наименование параметра	Значение	
		Контур первичных колебаний	Контур вторичных колебаний
1	Собственная частота противофазных колебаний, Гц	11707	11760
2	Масса одиночной подвижной массы, кг	$9,21 \cdot 10^{-7}$	$3,04 \cdot 10^{-7}$
3	Добротность	65000	4000
4	Амплитуда колебаний, мкм	0,60	0,05
5	Коэффициент преобразования перемещения в изменение емкости, пФ/мкм	0,384	6,504
6	Коэффициент преобразования напряжения в силу, Н/В ²	$4,79 \cdot 10^{-8}$	$3,33 \cdot 10^{-7}$

Заключение. В работе рассмотрен процесс разработки математической модели двухмассового ЧЭ ММГ, состоящей из аналитической модели и конечно-элементной модели. На первом этапе проведена оценка параметров элементов конструкции ЧЭ, при этом за счет использования конечно-элементной модели механические параметры уточнены не менее, чем на 11 %, электрические – на 20 %. На втором этапе на основе математической модели проведен расчет параметров двухмассового ЧЭ ММГ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Brown T.G.** Harsh military environments and micromechanical (MEMS) devices. *Proceedings of IEEE Sensors*. 2003. Vol. 2. P. 753-760.
2. **Analog Devices Inc.** High Performance, Digital Output Gyroscope ADXRS450.
3. **Geen J., Krakauer D.** New iMEMS® Angular-Rate-Sensing Gyroscope. *Analog Dialog*. 2003. Vol. 37. № 3. P. 1 – 4.
4. **Acar C., Schofield A. R., Trusov A. A., Costlow L. E., Shkel A. M.** Environmentally Robust MEMS Vibratory Gyroscopes for Automotive Applications. *IEEE Sensors Journal*. 2010. Vol. 9. № 12. P. 1895 – 1906.
5. **Watson J.** MEMS Gyroscope Provides Precision Inertial Sensing in Harsh, High Temperature Environments.
6. **Yakimova A.V., Belogurov A.A., Belyaev Y.V.** Design of sensing element of micromachined capacitive MEMS accelerometer, *Proceeding of International Workshop “Navigation and Motion Control”*. 2017. P. 92-97.
7. **Патент US20160265916A1.** MEMS Sensor for Measuring Z-Axis Angular Rate.
8. **Кемпе V.** Inertial MEMS. Principles and Practice. CAMBRIDGE University Press, 2011.
9. **Белогуров А.А., Якимова А.В.** Опыт разработки файлов топологии в формате GDSII для изготовления ЧЭ ММА. *Материалы XVIII конференции молодых ученых с международным участием “Навигация и управление движением”*. 2016. С. 628 - 634.

Styazhkina A.V., Belyaev Y. V., Belogurov A.A., Bocharov A.N. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg)
Sensing element parameter estimation of the dual-mass micromechanical gyroscope using FEM-analysis

The process of mathematical model of dual-mass micromechanical gyroscope sensing element, consisting of analytical and finite-element model, design was described. Using the mathematical model, the sensing element parameter estimation was done. The results of the analytical and finite-element modeling were compared.

УДК 528.526.6

М.В. САЛОГУБ, М.В. ЦЫГАНКОВ
(АО «ГИРООПТИКА», Санкт-Петербург)

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО МНОГОМАССОВОГО ГИРОСКОПА НА ОСНОВЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Представлены результаты исследования многомассового чувствительного элемента микромеханического гироскопа. Приводятся результаты математического моделирования движения чувствительного элемента, описываемого с помощью систем дифференциальных уравнений. Проводится анализ зависимости амплитуды вторичных колебаний инерционной массы от разности частот первичных и вторичных колебаний при различных значениях напряжений. Дополнительно с помощью метода конечных элементов исследуется влияние внешних температур на часть конструкции чувствительного элемента.

Введение. В настоящее время в мире растет потребность применения микроэлектромеханических гироскопов (ММГ) в различных задачах. Возникает необходимость в создании функциональных алгоритмов, по которым на этапе разработки чувствительного элемента можно быстро производить оценку правильности работы микромеханического гироскопа на основе выходных параметров математической модели при заданных конструктивных и электрических параметрах [1].

Целью статьи является моделирование функционального алгоритма движения инерционных масс (ИМ) ММГ LR-типа в пакете Matlab (Simulink) на основе заданных конструктивных и электрических параметров и исследование особенностей работы ММГ, в частности:

- определение амплитуды вторичных колебаний ИМ;
- проверка возможности работы ММГ вблизи резонансной частоты на основе АЧХ;
- определение диапазона напряжений, при которых амплитуда перемещений ИМ не будет превышать конструктивный зазор в 15 мкм;
- оценка изменения разности частот первичных и вторичных колебаний ИМ в диапазоне рабочих температур.

Математическая модель. Для проведения моделирования были заданы системы уравнений, описывающие движение чувствительного элемента четырехмассового ММГ по осям первичных и вторичных колебаний [2]. Система уравнений, описывающая первичные колебания (1), представлена ниже:

$$\begin{cases} m_1 \ddot{y}_1 + \mu_{y1} \dot{y}_1 + C_{y1} y_1 - k_{x34} = Q_{y1}, \\ m_2 \ddot{y}_2 + \mu_{y2} \dot{y}_2 + C_{y2} y_2 + k_{x34} = Q_{y2}, \\ m_3 \ddot{x}_3 + \mu_{x3} \dot{x}_3 + C_{x3} x_3 - k_{y12} = Q_{x3}, \\ m_4 \ddot{x}_4 + \mu_{x4} \dot{x}_4 + C_{x4} x_4 + k_{y12} = Q_{x4}, \end{cases} \quad (1)$$

где μ_{yxi} – коэффициент сил вязкого трения; C_{xyi} – коэффициент жесткости; k_{xyik} – коэффициент связи осей ММГ; Q_{xyi} – электростатическая сила (привод); m – величина инерционной массы; x_i, y_i – оси движения ИМ (первичные колебания), $i = 1, 2, 3, 4$ – индексы (номера) ИМ.

Система дифференциальных уравнений вторичных колебаний (2) учитывает допущение, что в математической модели угловые перемещения по оси вторичных колебаний рассматриваются как линейные перемещения по оси z :

$$\begin{cases} m_1 \ddot{z}_1 + \mu_{z1} \dot{z}_1 + C_{z1} z_1 + k_{z1} = -2m_1 \dot{y}_1 \Omega_x, \\ m_2 \ddot{z}_2 + \mu_{z2} \dot{z}_2 + C_{z2} z_2 + k_{z2} = -2m_2 \dot{y}_2 \Omega_x, \\ m_3 \ddot{z}_3 + \mu_{z3} \dot{z}_3 + C_{z3} z_3 + k_{z3} = -2m_3 \dot{x}_3 \Omega_y, \\ m_4 \ddot{z}_4 + \mu_{z4} \dot{z}_4 + C_{z4} z_4 + k_{z4} = -2m_4 \dot{x}_4 \Omega_y, \end{cases} \quad (2)$$

Научный руководитель: к.т.н., зам.ген.директора Федоров М.В.

где μ_{zi} – коэффициент сил вязкого трения; C_{zi} – коэффициент жесткости; k_{zi} – коэффициент связи осей ММГ; $2m_i\dot{y}_i\Omega_{xy}$ – сила Кориолиса; z_i – оси движения ИМ (вторичные колебания).

Исходные конструктивные и электрические параметры для проведения моделирования представлены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Параметры математической модели		
Обозначение	Название	Значение
$\Omega, \text{ }^\circ/\text{с}$	Максимальная входная угловая скорость	4000
$C_{x,y}, \text{ Н/м}$	Коэффициент жесткости	10461
$C_z, \text{ Н/м}$	Коэффициент жесткости	10063
$\mu_{x,y}, \text{ кг/с}$	Коэффициент демпфирования	$5 \cdot 10^{-6}$
$\mu_z, \text{ кг/с}$	Коэффициент демпфирования	$12.5 \cdot 10^{-6}$
$m, \text{ кг}$	Инерционная масса	$0.392 \cdot 10^{-6}$
$U_0, \text{ В}$	Основное напряжение электростатического привода	19,20,21,22,23,24,25,26,27,28,29
$d_{1,3}, \text{ м}$	Боковые зазоры (первичные колебания)	$4 \cdot 10^{-6}$
$d_2, \text{ м}$	Торцевой зазор (для вторичных колебаний)	$15 \cdot 10^{-6}$
Δf_{z1}	Максимальная предел изменения разности частот в диапазоне температур $-60 \dots +60 \text{ }^\circ\text{C}$	10 Гц

Для оценки температурных дрейфов разности частот в математической модели (1), (2) проведен анализ конструкции ММГ с помощью трехмерного моделирования методом конечных элементов, результат которого представлен на рисунке.

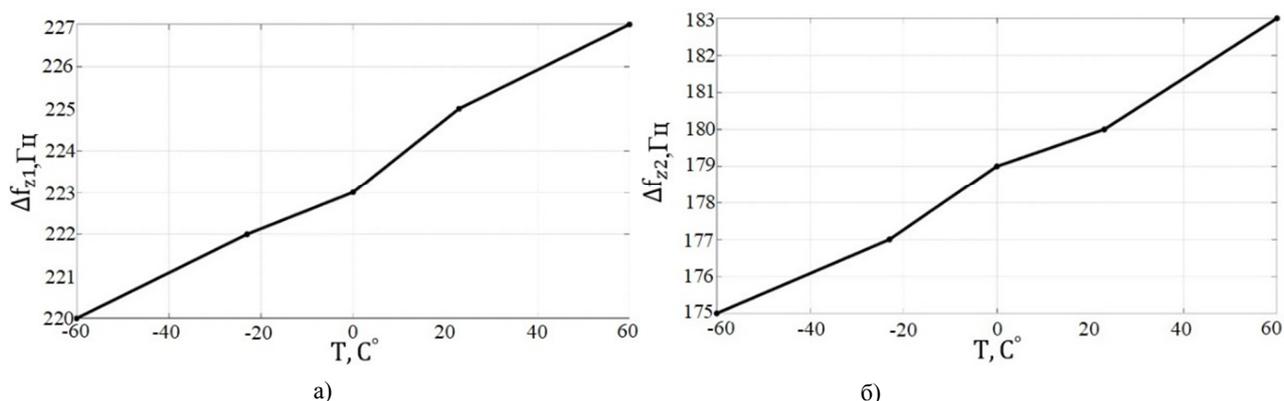


Рис. 1. Изменение Δf_{z1} от температуры T (а) и Δf_{z2} от температуры T (б)

Согласно условию из таблицы 1, максимальное значение разностей частот не должно превышать 10 Гц. Из графиков, показанных на рисунке 1, видно, что изменение разностей частот Δf_{z1} и Δf_{z2} в диапазоне температур $-60 \dots +60 \text{ }^\circ\text{C}$ не превышает 7 Гц и 8 Гц соответственно, что удовлетворяет заданным требованиям.

Таким образом с учетом определенного температурного дрейфа в системы 1 и 2 следует внести зависимости $C_{xyi}(T)$ и $C_{zi}(T)$, которые будут характеризовать изменение коэффициентов жесткости, а соответственно и частот первичных и вторичных колебаний с учетом температурного дрейфа:

$$\begin{cases} m_i\ddot{y}_i + \mu_{yi}\dot{y}_i + C_{yi}(T)y_i \pm k_{x34} = Q_{yi}, \\ m_i\ddot{x}_i + \mu_{xi}\dot{x}_i + C_{xi}(T)x_i \pm k_{y12} = Q_{xi}, \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} m_i\ddot{z}_i + \mu_{zi}\dot{z}_i + C_{zi}(T)z_i + k_{zi} = -2m_i\dot{y}_i\Omega_x, \\ m_i\ddot{z}_i + \mu_{zi}\dot{z}_i + C_{zi}(T)z_i + k_{zi} = -2m_i\dot{y}_i\Omega_y, \end{cases} \quad (4)$$

где $i = 1,2,3,4$ – индексы (номера) ИМ, а остальные обозначения аналогичны системам (1) и (2).

По результатам математического моделирования на основе систем (3) и (4) построены зависимости амплитуды вторичных колебаний от разности частот ММГ при различных управляющих напряжениях (рисунок 2).

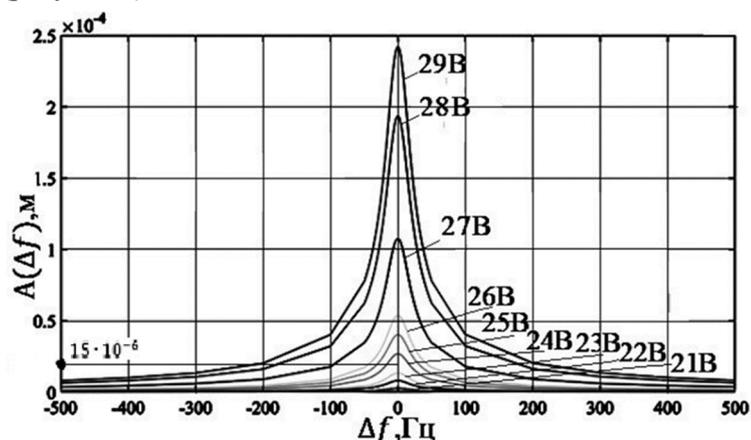


Рис. 2. Зависимость амплитуды вторичных колебаний от разности частот ММГ при угловой скорости 4000 °/с и различных основных напряжениях электрического привода

С учетом того, что работа вблизи частоты резонанса ($\Delta f=10\dots 200$ Гц) должна удовлетворять условию зазора в 15 мкм, необходимым условием для этого являются напряжения 25 В и меньше.

Заключение. Проведено исследование многомассового чувствительного элемента ММГ. Разработана математическая модель, описывающая движение чувствительного элемента с помощью систем дифференциальных уравнений. С помощью моделирования чувствительного элемента методом конечных элементов проведен расчет изменений разности частот первичных и вторичных колебаний от температуры, которые учтены в математической модели.

По результатам математического моделирования получены зависимости амплитуды вторичных колебаний от разности частот первичных и вторичных колебаний при различных значениях напряжений. Анализ полученных зависимостей подтвердил возможность работы гироскопа вблизи резонансной частоты на максимально допустимой угловой скорости и с соблюдением заданных конструктивных параметров при напряжениях 25 В и менее.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пешехонов В.Г. Гироскопы начала XXI века // Гироскопия и навигация. 2003. №4. С. 5–18.
2. Распопов В. Я. Микромеханические приборы: учебное пособие. М.: Машиностроение, 2007. С. 215–315.
3. Лукьянов Д.П., Распопов В.Я., Филатов Ю.В. Прикладная теория гироскопов, Санкт-Петербург, 2015. С. 171–174.
4. А.М. Боронахин, Д.П. Лукьянов, Ю.В. Филатов. Оптические и микромеханические инерциальные приборы. СПб.: Изд-во «Элмор», 2007. 400 с.
5. Пешехонов В.Г., Несеннюк Л.П., Грязин Д.Г. и др. Микромеханический гироскоп, разрабатываемый в ЦНИИ «Электроприбор» // Мехатроника, автоматизация и управление. 2008 №2, С. 29–31.

M.V.Salogub, M.V. Cygankov (JSC GYROOPTICS, Saint-Petersburg). Research of the parameters of a microelectromechanical multi-mass gyroscope based on a mathematical model

The article presents the results of a study of a multi-mass sensitive element of a micromechanical gyroscope. The results of mathematical modeling of the motion of a sensitive element, described using systems of differential equations and checking the specified structural and electrical parameters for compliance with the simulation results are presented. Additionally, using finite element modeling, we study the effect of external temperatures on a part of the design of the sensitive element

Е. В. ЗАВОРОТНЕВА

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

ДИНАМИКА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА С ДИСКОВЫМ РЕЗОНАТОРОМ

Исследуется динамика микромеханического волнового твердотельного гироскопа с дисковым резонатором. Решена задача о свободных плоских колебаниях резонатора на неподвижном и вращающемся основании. С помощью проекционных методов построена дискретная модель резонатора, учитывающая анизотропию его массовых и жесткостных свойств и действие системы электрической балансировки и управления колебаниями. Исследован режим параметрического возбуждения колебаний, найдены области параметрического резонанса.

Введение. Микромеханические резонаторы представляют большой интерес для широкого диапазона задач измерений физических величин и частотной фильтрации. В настоящее время все более перспективными становятся дисковые резонаторы, работающие в резонансном режиме на жестких объемных формах колебаний диска в своей плоскости. Аналитическая постановка задачи о свободных колебаниях диска рассмотрена в работах [1,2,3,4]. В работе [5] построена дискретная модель волнового твердотельного гироскопа, рассмотрен алгоритм параметрического возбуждения колебаний, что приводит к анализу системы двух связанных осцилляторов. С помощью метода многих масштабов в [7] представлено обобщенное решение данной системы. Цель настоящей работы состоит в аналитическом и численном исследовании динамики волнового твердотельного гироскопа (ВТГ) с дисковым резонатором.

Моделирование динамики ВТГ. Для построения динамической модели ВТГ необходимо найти собственные частоты и формы колебаний резонатора (диска). Система (1) представляет собой безразмерные уравнения колебаний плоского диска с учетом кориолисовых сил.

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 u}{\partial \tau^2} &= \frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial^2 u}{\partial r^2} + \frac{v}{r} \frac{\partial^2 v}{\partial r \partial \theta} - \frac{1}{r^2} \frac{\partial v}{\partial \theta} - \frac{u}{r^2} + \frac{(1-v^2)}{2(1+v)} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial^2 v}{\partial r \partial \theta} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 u}{\partial \theta^2} - \frac{1}{r^2} \frac{\partial v}{\partial \theta} \right) + \Omega_z 2b \sqrt{\frac{E}{\rho(1-v^2)}} \frac{\partial v}{\partial \tau}, \\ \frac{\partial^2 v}{\partial \tau^2} &= \frac{v}{r} \frac{\partial^2 u}{\partial r \partial \theta} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 v}{\partial \theta^2} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial u}{\partial \theta} + \frac{(1-v^2)}{2(1+v)} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\partial^2 v}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial^2 u}{\partial r \partial \theta} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial u}{\partial \theta} - \frac{v}{r^2} \right) - 2\Omega_z 2b \sqrt{\frac{E}{\rho(1-v^2)}} \frac{\partial u}{\partial \tau}, \end{aligned} \quad \#(1)$$

где $r \in [1, a/b]$, a, b – внутренний и внешний радиусы диска, $\theta \in [0, 2\pi]$, u, v – безразмерные радиальные и окружные перемещения, E – модуль упругости, ρ – плотность, v – коэффициент Пуассона, τ – безразмерное время, Ω_z – проекция угловой скорости на ось симметрии резонатора.

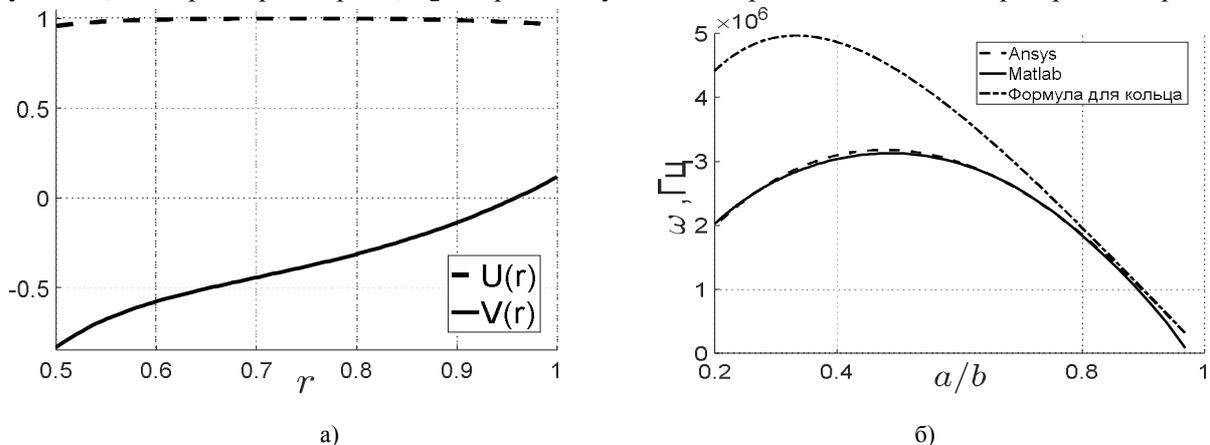


Рис. 1. а) Рабочая собственная форма колебаний диска; б) Собственная частота резонатора в зависимости от отношения внутреннего и внешнего радиусов диска

Собственные частоты и формы колебаний диска, представленные на Рис. 1, были найдены с помощью численного метода интегрирования систем дифференциальных уравнений в программном пакете Matlab. Задача была решена также в Ansys с использованием метода конечных элементов. Из графика на рисунке 1(б) видно, что при отношении внутреннего и внешнего радиусов диска близком к единице решение хорошо совпадает с известной в литературе формулой, полученной для тонкого кольца [2].

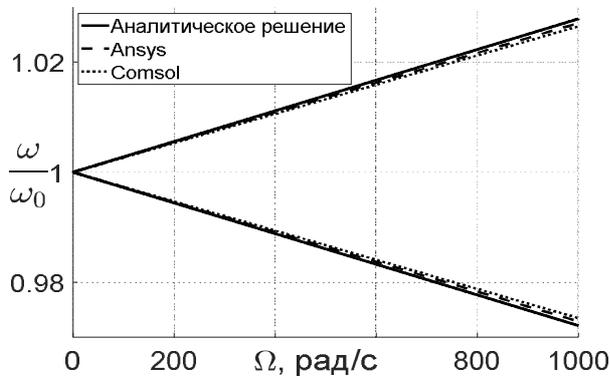


Рис. 2. Зависимость относительной собственной частоты от угловой скорости (ω_0 – собственная частота при $\Omega = 0$)

Для идеального изотропного диска исследовано влияние кориолисовых сил инерции на расщепление частот. Задача решена аналитически, а также численно в программных системах Ansys, Comsol. Полученные результаты показали, что при наличии угловой скорости вращения основания гироскопа одной и той же форме колебаний соответствуют две резонансные частоты (рисунок 2). На **Ошибка! Источник ссылки не найден.** представлен график отношения собственных частот резонатора соответствующих одной форме при наличии угловой скорости к собственной частоте при отсутствии сил Кориолиса в зависимости от угловой скорости основания.

Для возбуждения нужной формы колебаний была использована электродная структура, предложенная в работе [5]. Исследуемая структура состоит из 24 электродов с круглой поверхностью, и в силу симметрии рабочей формы колебаний содержит 4 независимые группы электродов, расположенных симметрично относительно резонатора. Каждый электрод размещен таким образом, что его поверхность «параллельна» цилиндрической поверхности диска. Напряжение на каждой группе электродов меняется по гармоническому закону. Выражения для перемещений резонатора можно записать в виде:

$$U = u[C(t) \cos m\theta + S(t) \sin m\theta]; V = v[C(t) \sin m\theta + S(t) \cos m\theta], \#(2)$$

где C, S – искомые функции времени t , m – круговое волновое число.

Предполагая, что диск имеет неизбежные массовые несовершенства, а также учитывая предварительное напряженное состояние, можно записать систему дифференциальных уравнений движения в форме Лагранжа (3) в терминах функций C и S .

$$\begin{pmatrix} \ddot{C} \\ \ddot{S} \end{pmatrix} + \frac{1}{I_0} \begin{pmatrix} I_2(1 + \varepsilon\sigma_0) - \varepsilon(K_1 + K_2 + I_2\mu_c) & -\varepsilon(K_3 + I_2\mu_s) \\ -\varepsilon(K_3 + I_2\mu_s) & I_2(1 + \varepsilon\sigma_0) - \varepsilon(K_1 + K_2 + I_2\mu_c) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} C \\ S \end{pmatrix} = \varepsilon^2 \frac{\Delta K_1}{I_0} \cos \tilde{\omega} t \begin{pmatrix} C \\ S \end{pmatrix} + 2\eta\Omega_z \varepsilon \begin{pmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{C} \\ \dot{S} \end{pmatrix} - \varepsilon^2 \frac{R}{2\pi I_0} \begin{pmatrix} \dot{C} \\ \dot{S} \end{pmatrix}. \#(3)$$

#

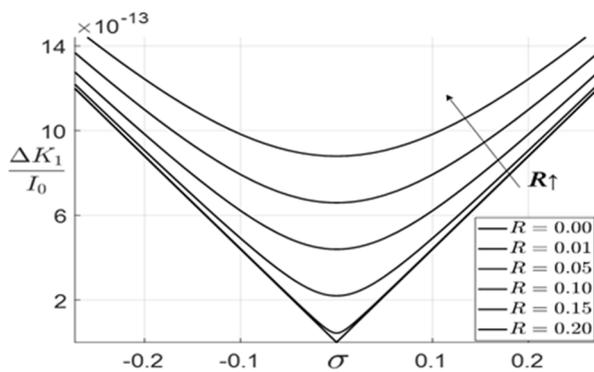


Рис. 3. Кривые перехода при параметрическом возбуждении (σ – параметр частотной расстройки)

В уравнении (3) I_0, I_2 – определенные интегралы, зависящие от собственных функций u, v , $\tilde{\omega}$ – частота воздействия, R – параметр диссипации Ω_z – проекция угловой скорости на ось симметрии резонатора, η – коэффициент Брайана, $K_1, K_2, K_3, \Delta K_1$ – параметры управления, ε – малый параметр, σ_0, μ_c, μ_s – безразмерные параметры, характеризующие массовые несовершенства и преднапряженное состояние резонатора. Как видно из системы, все дефекты резонатора можно устранить правильным выбором нужных коэффициентов в управлении.

С помощью метода многих масштабов была найдена область главного параметрического резонанса, построены переходные кривые, представленные на Рис. 3. Представленные в

работе модели и методы исследования динамики микромеханического дискового ВТГ могут быть в дальнейшем использованы для решения задач разработки алгоритмов калибровочных испытаний и методов динамической и электронной балансировки чувствительного элемента датчика.

Заключение. В работе исследована динамика микромеханического ВТГ с дисковым резонатором. Найдены частоты и формы резонатора на неподвижном и вращающемся основании. Разработана дискретная модель резонатора, которая учитывает массовые и жесткостные несовершенства диска, а также наличие электронной системы управления колебаниями. Построены области параметрического резонанса, исследована прецессия формы колебаний в режиме параметрического возбуждения.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 20-01-00537

ЛИТЕРАТУРА

1. **Матвеев В., Кравченко В., Басараб М.** Методы моделирования и цифровая обработка сигналов в гироскопии. Litres, 2018.
2. **Лукин Б. С., Матвеев В. А., Басараб М. А.** Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология // Время (физика). 2014. Т. 51. С. 3.
3. **Ambati G., Bell J. F. W., Sharp J. C. K.** In-plane vibrations of annular rings //Journal of Sound and Vibration. 1976. Т. 47. №. 3. P. 415–432.
4. **Park C. I.** Frequency equation for the in-plane vibration of a clamped circular plate //Journal of Sound and Vibration. 2008. Т. 313. №. 1-2. P. 325–333.
5. **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
6. **Joubert S. V., Shatalov M. Y., Fay T. H.** Rotating structures and Bryan's effect // American Journal of Physics. 2009. Т. 77. №. 6. P. 520–525.
7. **Nayfeh A. H., Mook D. T.** Nonlinear oscillations. // John Wiley & Sons, 2008.
8. **Shampine, L.F., M.W. Reichelt, and J. Kierzenka.** Solving Boundary Value Problems for Ordinary Differential Equations in MATLAB with bvp4c. Available at <ftp://ftp.mathworks.com/pub/doc/papers/bvp/>.

E.V. Zavorotneva (Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Institute of Applied Mathematics and Mechanics, department of Mechanics and Control Processes). **Dynamics of Disk-based MEMS Coriolis Vibrating Gyroscope**

In the present work the dynamics of Coriolis Vibrating Gyroscope (CVG) with an annular disk resonator is investigated. The solution of the problem of free vibrations of a flat disk in the absence of rotation is demonstrated. The dynamic model is analyzed on the basis of eigenfunctions of the static model. A discrete CVG model is created. The region of parametric resonance and the expression for the amplitudes are found.

УДК 681.51

Д. С. ГНУСАРЕВ
(Филиал ФГУП «НПЦ АП» – «ПО «Корпус», г. Саратов)

МЕТОДИКА УЛУЧШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КВАРЦЕВОГО МАЯТНИКОВОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА ПУТЕМ СОЗДАНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННО-КОНСТРУКТОРСКОЙ МОДЕЛИ ПРИБОРА С ЦИФРОВОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ

Приводятся результаты экспериментальной отработки новых технических решений, полученных при разработке широкодиапазонного кварцевого маятникового акселерометра. Проводится сопоставление результатов моделирования прибора с реальными параметрами работы прибора. Формируются выводы относительно адекватности применяемой пространственно-конструкторской модели. Описывается методика улучшения точностных параметров кварцевого маятникового акселерометра без изменения его конструкции.

Введение. Кварцевый маятниковый акселерометр компенсационного типа производства ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус» (г. Саратов) [1, 2] входит в состав шестикомпонентного блока измерителей линейного ускорения (БИЛУ), который с 2002 года применяется в системе управления спускаемого аппарата космического корабля «Союз-ТМА» [3-5]. В сентябре 2019 года успешно завершились лётные испытания модернизированного прибора БИЛУ, в каждом измерительном канале которого аналоговая система управления акселерометром была заменена на цифровую (ЦСУ) [6, 7]. Внедрение ЦСУ позволило реализовать алгоритмическую компенсацию температурных погрешностей акселерометров, а также снизить вес и энергопотребление прибора БИЛУ. Однако исследования, проводимые в рамках разработки ЦСУ, а также широкодиапазонного акселерометра с аналоговой системой управления, позволяют говорить о неполной реализации возможностей существующего технического решения.

Предлагаемая работа является продолжением предыдущих исследований, в наибольшей степени изложенных в работах [8, 9]. В настоящий момент реализованная пространственно-конструкторская модель с замкнутым контуром обратной связи находит применение при анализе данных, получаемых в рамках экспериментальной отработки технических решений при разработке широкодиапазонного акселерометра ($\pm 50g$) с аналоговой и цифровой системами управления.

Целью работы является оценка соответствия построенной модели реальному объекту исследования и разработка методики улучшения точностных характеристик прибора с применением компьютерного моделирования.

Анализ исходных данных. На рисунке 1 представлен график частотной характеристики, полученной в ходе натурных испытаний кварцевого маятникового акселерометра с аналоговой системой управления в диапазоне частот от 10 до 700 Гц. Входное переменное ускорение в этом случае прикладывается по оси чувствительности прибора. На графике хорошо заметны два резонансных пика на частотах около 190 и 520 Гц. Математическое моделирование показало, что резонансный пик в области частот около 500 Гц является характерным для существующей конструкции маятника акселерометра. Также моделирование подтверждает наличие собственной резонансной частоты около 190 Гц, однако ранее предполагалось, что перемещения маятника, соответствующие этой моде колебаний, не могут быть результатом приложения переменного ускорения по оси чувствительности прибора. Необходимо отметить, что на рисунке 1 отмечены только 2 контрольные точки из модельной частотной характеристики, т.к. в модели не учитывается обратная связь, реализованная в реальном приборе, что не позволяет напрямую корректно сравнивать две частотные характеристики.

Анализ результатов моделирования показал, что одной из причин проявления резонансного пика в области 190 Гц является смещение катушек датчика момента относительно центральной оси симметрии маятника акселерометра, а также отклонение геометрических размеров самого

Научный руководитель: к.т.н., ведущий инженер-электроник Скоробогатов В.В.

маятника от значений, заложенных в конструкторской документации. В свою очередь данные о нестабильности масштабного коэффициента выходной характеристики прибора, показанные на рисунке 2, говорят о том, что у приборов с наиболее высокой амплитудой резонансного пика на частоте около 190 Гц резкое возрастание нестабильности выходной характеристики начинается на более низких значениях ускорений, чем у приборов с менее явным проявлением указанного резонансного пика. Это в значительной степени подтверждается результатами моделирования

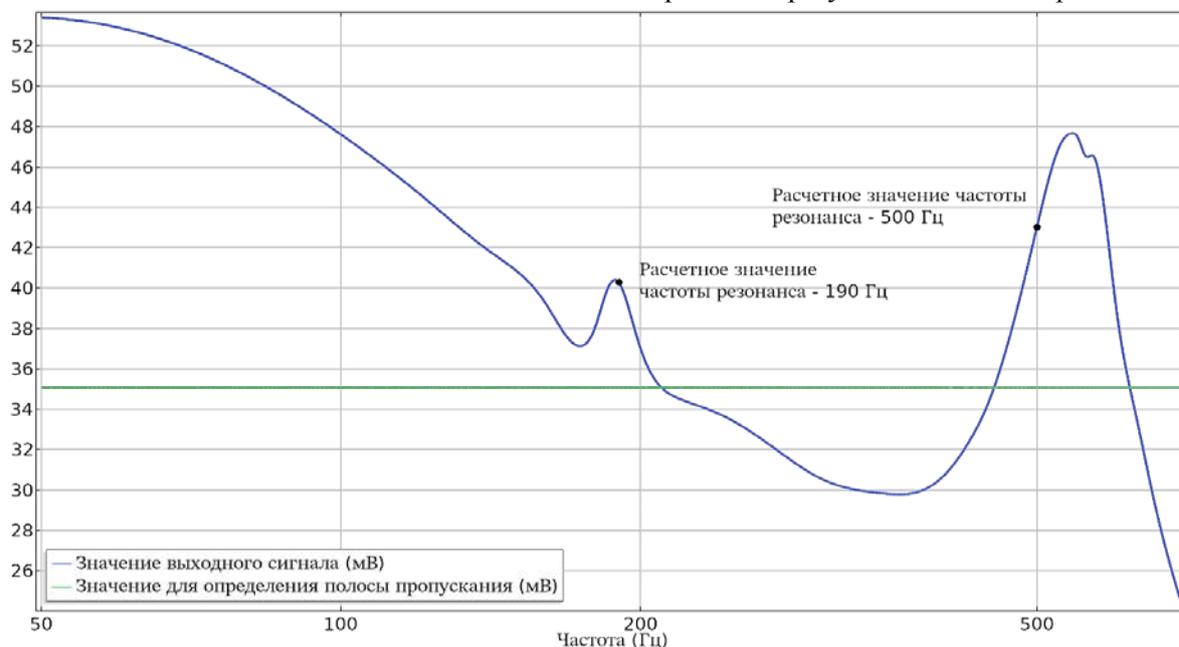


Рис. 1 Частотная характеристика кварцевого маятникового акселерометра в сравнении с контрольными точками из модели

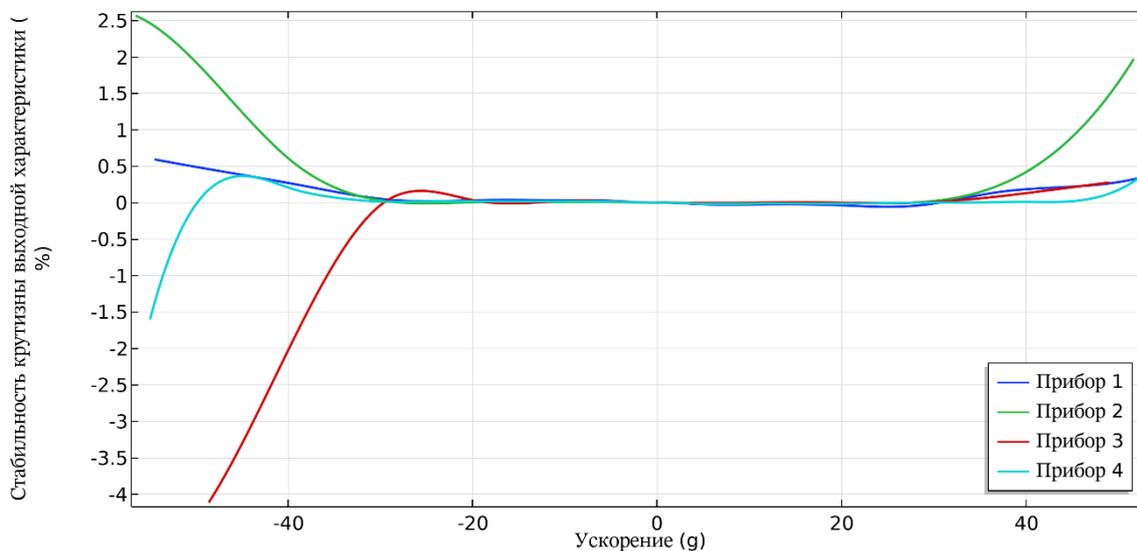


Рис. 2 Нестабильность масштабного коэффициента выходной характеристики кварцевого маятникового акселерометра.

Анализ вышеприведенных данных, хоть и косвенно, но подтверждает значительное соответствие построенной конструкторско-пространственной модели объекту исследования.

Применение полученных результатов. В свою очередь связь между амплитудно-частотной характеристикой прибора с нестабильностью масштабного коэффициента его выходной характеристики, в диапазоне ускорений свыше $\pm 30g$, позволила разработать следующую методику улучшения точностных характеристик прибора: на ранних этапах изготовления

чувствительного элемента производится измерение основных геометрических параметров маятника; полученные значения заносятся в компьютерную модель, а по результатам моделирования выдаются рекомендации по дальнейшей сборке чувствительного элемента. При таком подходе корректировки вносятся только на этапе технологических операций изготовления прибора, и позволяют осуществлять корректировки в рамках существующих допусков на геометрию чувствительного элемента, что является обязательным условием.

Заключение. Приведенные данные подтверждают высокую степень адекватности построенной пространственно-конструкторской модели реальному объекту исследования и открывают широкие возможности для её применения при исследовании и изготовлении кварцевых маятниковых акселерометров. Один из способов такого применения сформулирован в виде методики улучшения точностных характеристик прибора за счет внедрения модели непосредственно в производственный процесс.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Мельников В.Е.** Электромеханические преобразователи на базе кварцевого стекла. М.: Машиностроение, 1984. 160 с.
2. **Скоробогатов В.В.** Основы разработки безобогревных термоинвариантных измерителей угловых скоростей и кажущихся ускорений для систем управления ракетно-космическими объектами / Автореферат диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук. Саратов: 2018. 24 с.
3. **Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Полушкин А.В., Нахов С.Ф., Бранец В.М., Рыжков В.Н., Дибров Д.Н.** Измеритель вектора кажущегося линейного ускорения – прибор БИЛУ КХ69-042 для СУ спускаемого аппарата корабля «Союз-ТМА» // 13 Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2006. С. 253–263.
4. **Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю., Гнусарёв Д.С.** Шестиосный блок акселерометров для КК «Союз» и «Прогресс». История развития: от аналоговой системы управления измерительным каналом к цифровой. // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 8. Тула: Изд-во ТулГУ, 2019. С.83 – 106.
5. **Калихман Д.М., Скоробогатов В.В.** Перспективы развития кварцевых маятниковых акселерометров в БИНС авиационного и космического применения // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, № 20, 2018. С. 21–50.
6. **Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Гребенников В.И., Скоробогатов В.В., Николаенко А. Ю., Самитов Р.М., Кожевников В.Е.** Шестиосный блок измерителей кажущихся ускорений на основе прецизионного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью для систем управления космическими кораблями «Союз - МС» и «Прогресс - МС» // 26 Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С.225-231.
7. **Калихман Д.М., Скоробогатов В.В., Депутатова Е.А., Николаенко А.Ю., Гнусарёв Д.С., Елизарова И.А.** Кварцевый маятниковый акселерометр с цифровой обратной связью как система автоматического управления: результаты синтеза регуляторов и программно – математического обеспечения. Перспективы дальнейшего развития. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, выпуск 26, 2019. С. 2-37.
8. **Гнусарев Д.С.** Моделирование работы кварцевого маятникового акселерометра с замкнутым контуром управления // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 8 / под научной ред. В.Я. Распопова. Тула: Изд-во ТулГУ, 2019. С. 77–82.
9. **Гнусарев Д.С.** Разработка комбинированной модели кварцевого маятникового акселерометра с реализацией замкнутого контура управления и оптимизацией параметров прибора // Сборник материалов XXVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С. 187–189.

D.S.Gnusarev (Branch of the Federal State Unitary Enterprise “Academician Pilyugin Scientific-production Center of Automatics and Instrument-making” – “Production Association “Korpus”, Saratov). **A method of improving the accuracy characteristics of the quartz pendulum accelerometer by the use of a complex spatial and design model of the device with digital feedback**

The paper presents the results of computer modeling of the moving part of the quartz pendulum accelerometer, as well as the comparison with the experimentally obtained data. Conclusions are formed concerning the validity of the applied spatial and design model, as well as in consideration of its drawbacks and prospects of its practical application for improvement of accuracy characteristics of the device.

УДК 531.383

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

С.О. ГОРЕЛОВ
(Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А.)

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ПЯТИКОМПОНЕНТНОГО ДАТЧИКА ПЕРВИЧНОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ГИРОСКОПА КОВАЛЕВСКОЙ С ПРУЖИННЫМ ПОДВЕСОМ

Исследуется возможность работы датчика на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом в режиме измерения пяти компонент первичной инерциальной информации. Приводится конструкция и математическая модель такого датчика, а также представлены результаты математического моделирования его работы.

Введение. В настоящее время известно более ста различных явлений и физических принципов, которые позволяют решать гироскопические задачи. Выданы многие тысячи патентов и авторских свидетельств на соответствующие открытия и изобретения [1]. На сегодняшний день актуальным направлением развития гироскопических приборов точной механики является уменьшение габаритов, повышение информативности и точности. Примером такого прибора служит предложенный в работе [2] датчик первичной инерциальной информации – измеритель трёх компонент угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской.

В [3] представлено аналитическое решение задачи о собственном движении тяжёлого твёрдого тела с закреплённой точкой (гироскопа С.В. Ковалевской) в виде гиперэллиптических интегралов. До последнего времени не предложено технических решений для применения этого гироскопа на практике.

Целью работы является исследование возможности работы датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом в режиме измерения трех компонент угловой скорости подвижном объекте (ПО) и двух компонент вектора кажущегося ускорения.

Схему чувствительного элемента датчика в виде гироскопа Ковалевской представлена на рисунках 1 и 2, где приняты следующие обозначения: 1 – ротор со смещённым центром масс; 2 – кожух гироскопера; 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; образующие датчик моментов ДМх; 8, 8' – датчики силы по оси OX, образующие датчик моментов ДМу.

Принцип действия и математическое моделирование. Устройство и некоторые свойства рассматриваемого датчика описаны в [2, 4].

Подвес ротора выполнен в виде пары шарикоподшипников, закреплённых в цилиндрической гироскопере, которая, в свою очередь, с помощью восьми дугообразных пружин, образующих два одинаковых ряда, разнесённых по образующей ги-

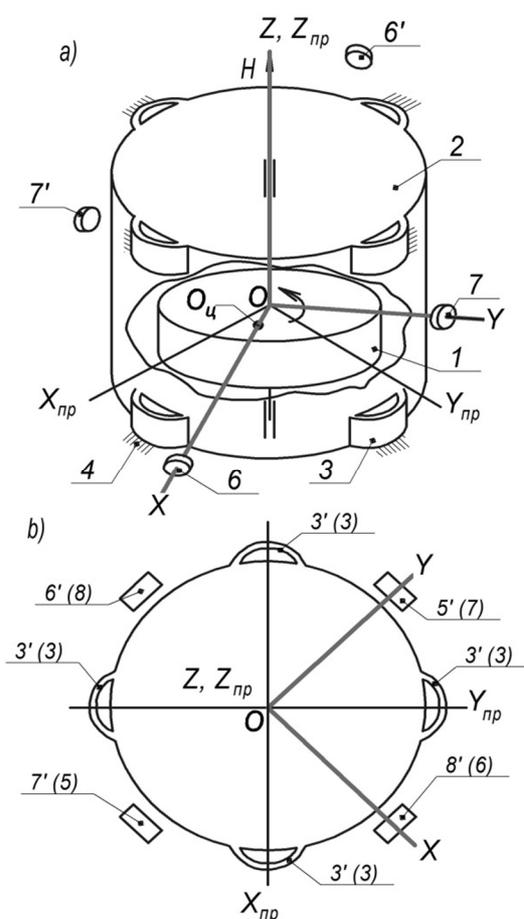


Рис. 1. Кинематическая схема пружинного подвеса гироскопа Ковалевской

рокамеры, крепится к корпусу для обеспечения гирокамере с ротором двух ограниченных поступательных радиальных и двух ограниченных угловых степеней свободы.

На роторе укреплен активная цилиндрическая часть, выполненная, например, из викаллой, а на внутренней поверхности гирокамеры - обмотки с магнитопроводом статора синхронного электродвигателя. Между гирокамерой и корпусом установлены два датчика угла и два датчика моментов, выполненных так, что каждый датчик угла образован двумя электростатическими датчиками перемещений, каждый датчик моментов образован двумя магнитоэлектрическими датчиками силы.

Измерительные оси датчиков перемещений и оси действия сил датчиков силы расположены в двух разнесенных вдоль образующей гирокамеры плоскостях. Оси измерений датчиков перемещений в каждой плоскости взаимно-перпендикулярны, направлены по диаметрам, на других сторонах диаметров размещены датчики силы. Оси их действий лежат на соответствующих указанных выше диаметрах, каждому датчику перемещения (или силы) верхнего ряда соответствует по образующей в нижнем ряду датчик силы (или датчик перемещения). Выходы двух пар датчиков радиальных перемещений через соответствующие сумматоры с усилителями соединены с одной стороны с входами двух пар соответствующих датчиков сил, образуя две системы межосевой радиальной коррекции, предназначенные для создания моментов сил вокруг двух экваториальных осей гирокамеры. С другой стороны выходы датчиков перемещений и выходы усилителей по току соединены со входами вычислительно-управляющего блока. Выходы этого блока предназначены для передачи устройствам-потребителям информации об оценках трех компонент вектора абсолютной угловой скорости ПО.

Согласно [2], уравнения поступательного движение точки центра масс в экваториальной плоскости (вдоль осей OX и OY) можно представить в виде (1):

$$\begin{aligned} M\Delta\ddot{x} + n_x\Delta\dot{x} + C_x\Delta x &= m\Omega^2 l\cos\Omega t + 2m\omega_z\Delta\dot{y}; \\ M\Delta\ddot{y} + n_y\Delta\dot{y} + C_y\Delta y &= m\Omega^2 l\cos\Omega t + 2m\omega_z\Delta\dot{x}, \end{aligned} \quad (1)$$

где, M – масса гирокамеры с ротором; m – масса ротора; x, y – движения гирокамеры относительно корпуса по оси OX, OY соответственно; n_x – коэффициент демпфирования по оси OX; n_y – коэффициент демпфирования по оси OY; C_x – жёсткость пружины по оси OX; C_y – жёсткость пружины по оси OY; Ω – угловая скорость вращения ротора; l – смещение центра масс ротора; t – время; ω_z – абсолютная угловая скорость по оси OZ.

Для привода во вращение ротора применяется синхронный электродвигатель. Осевые моменты инерции ротора $J_x = J_y = A, J_z = A/2$, где, J_x – осевой момент инерции вдоль оси OX; J_y – осевой момент инерции вдоль оси OY; A – экваториальный момент инерции; J_z – момент инерции ротора вокруг оси OZ. Смещения центра масс вдоль осей ротора: $x_u = l, y_z = z_u = 0$

В соответствии с [5] дифференциальные уравнения углового движения гироскопа имеют вид:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + n_\alpha\dot{\alpha} + H\dot{\beta} + K_\beta\beta &= -H\omega_y + mlW_z \sin\varphi + m_\alpha; \\ A\ddot{\beta} + n_\beta\dot{\beta} - H\dot{\alpha} - K_\alpha\alpha &= H\omega_x - mlW_z \cos\varphi + m_\beta, \end{aligned} \quad (2)$$

где α, β – углы поворота ротора относительно системы координат ПО относительно Резалевой системы координат; n_α – коэффициент демпфирования по углу α ; n_β – коэффициент демпфирования по углу β ; K_α, K_β – коэффициенты передачи радиальной коррекции; m_α, m_β – моменты возмущающих сил; H – кинетический момент ротора; W_z – кажущееся ускорение вдоль оси z; ω_x, ω_y – абсолютные угловые скорости; $\varphi = \Omega t$.

Из уравнений (1) и (2) можно получить оценку угловой скорости $\hat{\omega}_z$ [2], которая определяется по формуле:

$$\hat{\omega}_z = \frac{1}{2m((\Delta\dot{x})^2 + (\Delta\dot{y})^2)} * [M(\Delta\dot{x}\Delta\dot{y} - \Delta\dot{x}\Delta\dot{y})] + C(\Delta x\Delta\dot{y} - \Delta\dot{x}\Delta y) + m\Omega^2 l(\Delta\dot{x}\sin\Omega t - \Delta\dot{y}\cos\Omega t), \quad (3)$$

где C – отношение жёсткости пружины к массе ротора гироскопа.

Выражения для определения осреднённой информации по кажущимся ускорениям имеет вид:

$$x_0 = -\frac{m}{C} W_x; \quad y_0 = -\frac{m}{C} W_y, \quad (4)$$

$$x_0 = \frac{1}{nT_p} \int_t^{t+nT_p} x(t) dt; \quad y_0 = \frac{1}{nT_p} \int_{t_0}^{t+nT_p} y(t) dt, \quad (5)$$

$$\Delta x = x - x_0; \quad \Delta y = y - y_0; \quad (6)$$

где, x_0 – медленно изменяющееся перемещение вдоль оси X; y_0 – медленно изменяющееся перемещение вдоль оси Y; W_x – кажущееся ускорение вдоль оси x; W_y – кажущееся ускорение вдоль оси y; C – коэффициент жёсткости пружины при поступательном перемещении; T_p – период колебаний гиromотора; n – количество целых периодов.

В качестве устройства дифференцирования оценок координат Δx , Δy , их первых и вторых производных по времени применено наблюдающее устройство идентификации Льюинбергера [6], при этом алгоритм масштабирования по определению двух компонентов кажущегося ускорения ПО имеет вид:

$$\widehat{W}_x = -\frac{C}{m} x_0; \quad \widehat{W}_y = -\frac{C}{m} y_0 \quad (7)$$

Результаты моделирования. С помощью систем MathCAD и MATLAB проведено моделирование работы исследуемого датчика в режиме определения угловых скоростей и кажущихся ускорений по формулам (1), (2) и (7) соответственно. На рисунке 3 представлены графики угловых скоростей ω_x , ω_y . На рисунке 4 представлен результат моделирования угловой скорости ω_z , где для сравнения показан результат для обычных алгоритмов дифференцирования ($\omega z1$) – пунктирная линия. Штрих пунктирной линией обозначены заданные угловые скорости ПО ($\omega z0$). Так же на рисунке показан результат алгоритмов дифференцирования с учетом наблюдающего устройства идентификации Льюинбергера ($\omega z2$) – сплошная линия. Там же представлены ошибки в виде разности $\omega z2$ и $\omega z0$ с увеличенным на порядок и на два масштабам, точечная линия.

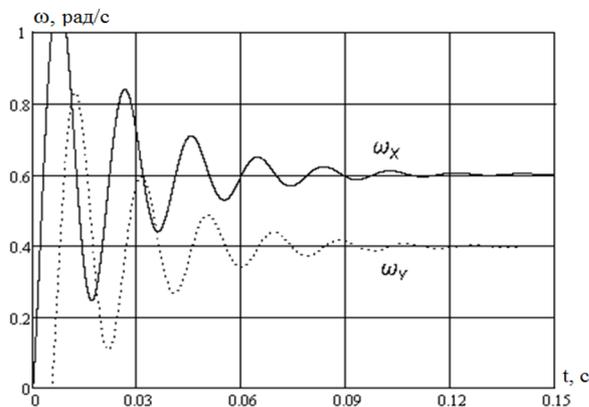


Рис.3. Переходной процесс по выходному измеряемому значению угловых скоростей ω_x и ω_y .
(При ступенчатом воздействии входной угловой скорости 0,4 рад/с и 0,6 рад/с соответственно).

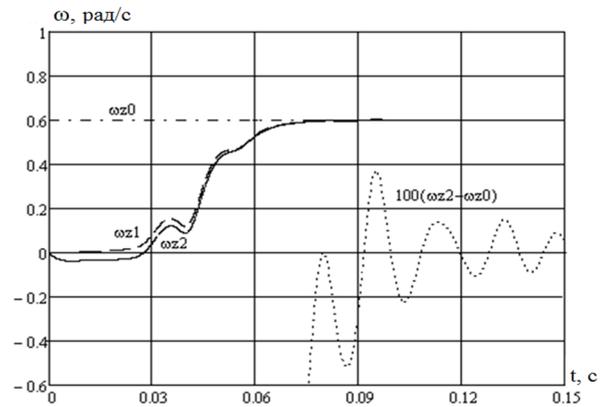


Рис. 4. Переходной процесс по выходному измеряемому значению угловой скорости ω_z .
(При ступенчатом воздействии входной угловой скорости 0,6 рад/с)

На рисунке 5 показаны результаты моделирования по выходному значению двух компонентов кажущегося ускорения: W_x и W_y .

Таким образом, можно сделать вывод о том, что исследуемый датчик на основе гироскопа Ковалевской измеряет три компонента угловой скорости ПО, и дополнительно позволяет измерить два компонента кажущегося ускорения. Дальнейшим направлением работы является исследование возможности получения третьей компоненты вектора кажущегося ускорения.

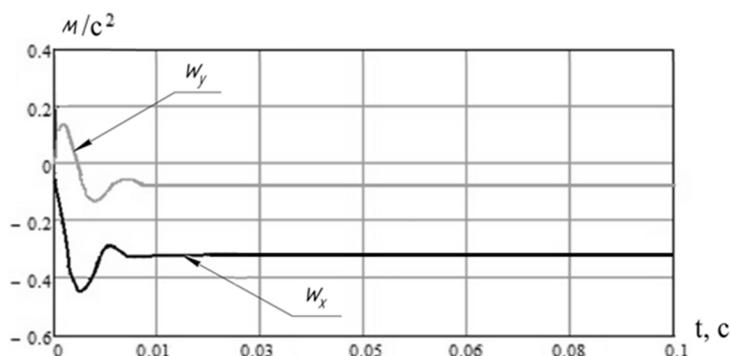


Рис. 5. Переходной процесс по выходному измеряемому значению кажущегося ускорения w_x и w_y (При ступенчатом воздействии входного ускорения при $0,32 \text{ м/с}^2$ и $0,08 \text{ м/с}^2$ соответственно)

Заключение. В ходе проделанной работы получены выражения, которые позволяют определить три компоненты угловой скорости и две компоненты кажущегося ускорения. Приведенное математическое моделирование и полученные результаты позволяют обосновать возможность построения пятикомпонентного датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мартыненко Ю. Г. Тенденции развития современной гироскопии // Соросовский образовательный журнал, 1997, № 11, с. 120–127.
2. Плотников П.К. «Трехкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом». Патент на полезную модель № 175218, 2017 г.
3. Kovalevskaja S.V. Sur le problème de la rotation d'un corps solide autour d'un point fixe // Acta math. 1889. V.12. №2.
4. Плотников П.К. «Трехкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской сферической формы с электростатическим подвесом». Патент на полезную модель № 163835, 2016 г.
5. Плотников П.К. «Теоретическое обоснование возможности применения гироскопа Ковалевской в качестве трёхкомпонентного измерителя угловой скорости» Доклады Академии наук, 2018, том 479, № 4, с. 395–398.
6. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. М.: Машиностроение, 1976. 184 с

A.V.Babunov, P.K. Plotnikov (Branch of the Federal State Unitary Enterprise «Academician Pilyugin Scientific-production Center of Automatics and Instrument-making» - «Production Association «Korpus», Saratov), **S.O.Gorelov** (Yuri Gagarin State Technical University of Saratov). **Mathematical modeling of the work of the five-component sensor of primary inertial information based on the gyroscope of Kovalevskaya with a spring suspension.**

The paper investigates the possibility of a sensor based on a Kovalevskaya gyroscope with a spring suspension in the measurement mode of the five components of the primary inertial information. The design and mathematical model of the operation of such a sensor is presented, and the results of mathematical modeling of its operation are also presented.

УДК 681.88

А.О. КОСТРОМИТИН, Ф.В. СКЛЯРОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого)

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

АДАПТИВНАЯ КОМПЕНСАЦИЯ ВИБРОПОМЕХИ В ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОМ ГИДРОФОНЕ

Работа посвящена исследованию эффективности подавления структурной составляющей вибропомехи в сигнале волоконно-оптического гидрофона с использованием отдельного вибродатчика и адаптивной обработки сигнала. Выполнено экспериментальное исследование эффективности предложенного метода. Полученный результат может быть использован для решения задачи компенсации влияния внешних вибраций на волоконно-оптический гидрофон.

Введение. Использование волоконно-оптических датчиков (ВОД) для создания гидрофонов имеет ряд преимуществ: небольшая масса, невосприимчивость к электромагнитным помехам, возможности значительного удаления от аппаратуры обработки (до нескольких километров) и мультиплексирования большого числа датчиков на одном оптическом волокне. Это позволяет создавать на основе ВОД протяженные системы для приема гидроакустических сигналов [1]. Например, сейсмокосы для сейсморазведки запасов углеводородов на морском дне [2]. Однако ВОД чувствительны к вибрации, что вносит искажения в сигнал гидрофона [3].

Существует большое число вариантов решения этой проблемы. Например, создание механической системы компенсации воздействия вибрации с использованием специальных подвесов и амортизаторов [4]. Другой вариант основан на использовании совместно с гидрофоном датчика вибрации и применении адаптивной обработки сигналов [5]. Этот вариант является более универсальным и рассмотрен в настоящей работе.

Описание алгоритма обработки сигнала. Обработка сигналов от ВОД вибрации и акустического датчика (гидрофона) выполнялась на основе алгоритма с использованием функции когерентности акустического сигнала и структурной помехи (вибрации), описанном в [4, 5].

Для обработки используются выборка сигнала с акустического датчика $S_A(t)$ и выборка с датчика вибрации $S_V(t)$. Выполняется переход в частотную область с использованием быстрого преобразования Фурье:

$$A(F) = \text{FFT}(S_A(t)), \quad (1)$$

$$V(F) = \text{FFT}(S_V(t)). \quad (2)$$

Затем вычисляются весовые коэффициенты, обеспечивающие компенсацию структурной помехи:

$$K(F) = \frac{\overline{A(F) \cdot V^*(F)}}{\overline{V(F) \cdot V^*(F)}}, \quad (3)$$

где $\overline{A(F) \cdot V^*(F)}$ – усредненная по времени взаимная корреляция выборок данных от датчиков акустики и вибрации, $\overline{V(F) \cdot V^*(F)}$ – усредненное по времени математическое ожидание энергии выборки датчика вибрации.

На выходе алгоритма получается спектр обработанного сигнала акустического датчика:

$$R(F) = A(F) - K(F) \cdot V(F). \quad (4)$$

Важным условием при использовании этого алгоритма, является значительно меньшая чувствительность датчика вибрации к акустическим колебаниям по сравнению с акустическим датчиком [6]. Если это условие не будет выполнено, то будет происходить подавление полезного сигнала в спектре сигнала (4).

Экспериментальное исследование. Для проверки эффективности применения данного алгоритма при использовании ВОД была собрана оптическая схема (рис. 1) состоящая из четырех мультиплексированных ВОД: одного датчика акустики (ДА) и трех датчиков вибрации (ДВ).



Рис. 1. Схема мультиплексирования ВОД

Датчики были закреплены на столе вибростенда Tira TV 50350-120. Сигнал от ВОД обрабатывался с использованием устройства опроса. Записанные выборки сигналов обрабатывались в среде Matlab использованием описанного выше алгоритма. Исследование выполнялись в диапазоне частот синусоидальных вибраций от 30 Гц до 2,4 кГц, для двух амплитуд 0,25 g и 1 g. Виброчувствительность ДА – 2,3 рад/г, ДВ – 276,4 рад/г для вибрации с частотой 70 Гц. В ходе исследования была выполнена обработка сигнала ДА с использованием выборок от различных ДВ для проверки зависимости подавления от расположения ДВ на столе вибростенда. В результате отличие подавления не более 1-2 дБ в зависимости от выбранного ДВ и амплитуды вибрации.

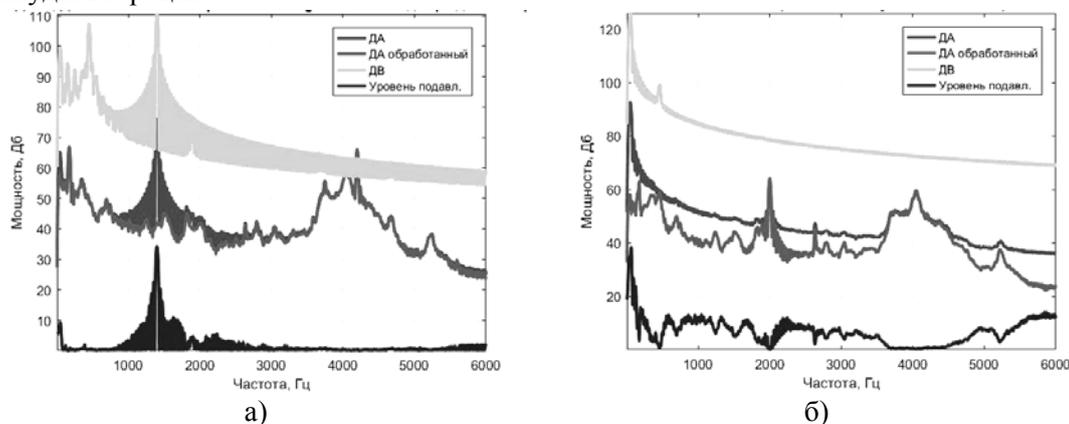


Рис. 2. Спектры сигналов ВОД

На рис. 2 (а) представлен спектр сигнала ДА до и после обработки при частоте вибрации 1,4 кГц и амплитуде 0,25 g. В этом случае наблюдается значительное подавление сигнала вибрации на частоте 1,4 кГц. Уровень подавления рассчитывался как разность между спектрами сигналов ДА до и после применения алгоритма подавления воздействия вибрации. Однако в спектре сигнала ДВ кроме сигнала вибрации присутствует сигнал на частоте 450 Гц, что связано с наличием паразитной вибрации конструкции вибростенда (сигнал 450 Гц остается в спектре ДВ при включенном вибростенде без формирования вибрации). При воздействии на ДА акустического сигнала с частотой 2 кГц и вибрации с частотой 30 Гц и амплитудой 0,25 g (рис. 2 (б)) в результате применения алгоритма происходило подавление вибрации, а амплитуда акустического сигнала не изменялась. Акустический шум возникающий при работе вибростенда приводил к подъему уровня шума в спектре ДА в диапазоне от 4 кГц до 5 кГц (Рис. 2).

Заключение. Использование сигнала ДВ и алгоритма адаптивной обработки сигнала для подавления воздействия вибрации на волоконно-оптический гидрофон показало свою эффективность в диапазоне частот от 30 Гц до 2,4 кГц с уровнем подавления сигнала вибропомехи 20 - 30 дБ. В дальнейшем планируется исследовать применение алгоритма для обработки сигналов в реальном времени, а также при использовании нескольких гидрофонов и одного ДВ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Cole J.H., Kirkendall C., Dandridge A., Cogdell G. and Giallorenz T.G. Twenty-five years of interferometric fiber optic acoustic sensors at the Naval Research laboratory// Journal of the Washington Academy of Sciences, 2004, Vol. 90, No. 3, pp. 40-57.
2. Eriksrud M. Towards the optical seismic era in reservoir monitoring //New spring for Geoscience, 2010, Vol.28, 108-111.

3. Удд Э. Волоконно-оптические датчики: Вводный курс для инженеров и научных работников/ Под ред. Э. Удда. Пер. с англ. М.: Техносфера, 2008 – 450 с.
4. Тимошенко В. И. Гидроакустическая энциклопедия //Энциклопедия/В. И Тимошенко.–Таганрог: ТРТУ. – 1999.
5. Клячин В.И., Селезнев И.А. Алгоритм подавления вибрационной составляющей поля помех для протяженной бортовой антенны // Научно-технический сборник «Гидроакустика», вып.2, 2000 г.
6. Малышкин Г.С. Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов. Т.1. Оптимальные методы. Т.2. Адаптивные методы. – СПб: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2009, 2011. – 374 с.
7. Прокопович В.В., Смирнов А.С., Тимофеев В.Н О реализации алгоритма компенсации структурной составляющей помехи в гидрофонах приемной гидроакустической антенны // Материалы XV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», с. 262-268.

A.O. Kostromitin, V.S. Melkanovich, P.V. Skliarov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg) **Adaptive vibration compensation in a fiber-optic hydrophone**

This work is devoted to the study of the effectiveness of vibration suppression in the signal of a fiber-optic hydrophone using a separate vibration sensor and adaptive signal processing. An experimental study of the effectiveness of the proposed method was performed. The result obtained can be used to solve the problem of compensating the effect of external vibrations on the fiber-optic hydrophone.

▪ ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ▪

УДК 629.12.014

Д.В.АНТОНОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург),

М.И.СЛУКИНА
(Университет ИТМО, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

**СОВРЕМЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ КАЧКИ
КОРАБЛЯ**

Представлено сравнение алгоритмов, используемых для прогнозирования качки корабля. Приведены математические уравнения, с помощью которых осуществлялась реализация алгоритмов. Рассмотрены и качественно оценены результаты прогноза на разные промежутки времени. Обсуждены возможности использования алгоритмов и их усовершенствовании.

Введение. Для увеличения безопасности работ на кораблях во время качки при проектировании различных систем нередко возникает необходимость решения задачи прогноза качки. Такая потребность появляется, например, при перегрузке крупногабаритных хрупких грузов в открытом море, работах на нефтегазодобывающих платформах, посадке летательного аппарата на палубу корабля, или платформу [1].

В последнее время возрос интерес к решению задачи прогноза качки. Представленный доклад посвящен сравнению четырех описанных в литературе алгоритмов прогноза качки. Два алгоритма основаны на описании качки с помощью стационарного случайного процесса, в одном используется полиномиальная модель и метод наименьших квадратов, и еще один алгоритм основан на авторегрессионной модели качки. Результаты работы алгоритмов апробированы на реальных данных.

Алгоритмы прогнозирования. Два алгоритма основаны на описании качки с помощью стационарного случайного процесса с корреляционной функцией [2]:

$$k(\tau) = \sigma^2 e^{-\alpha|\tau|} \left(\cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta\tau \right), \quad (1)$$

где σ , α и β – параметры процесса, которые могут быть получены при обработке сигнала, записанного на предыдущем отрезке времени, например, с помощью спектрального анализа.

При построении алгоритмов учитывается, что процесс с корреляционной функцией (1) является марковским процессом второго порядка и может быть представлен с помощью формирующего фильтра для двумерного вектора $x(t) = (x_1(t), x_2(t))$, одна из компонент которого, например первая, представляет собой угол качки $u(t)$, а вторая значение ее производной, т.е. $x(t) = (x_1(t), x_2(t)) = (u(t), \dot{u}(t))$ [2].

Один из этих алгоритмов описан в работе [3]. При этом предполагается, что используемые в нем измерения представляют собой двумерный вектор:

Научный руководитель: д.т.н., член-корреспондент РАН Степанов О.А.

$$y = \begin{vmatrix} u(t) \\ \dot{u}(t) \end{vmatrix} + \varepsilon(t), \quad (2)$$

где $\dot{u}(t)$ - значение скорости качки в момент времени t , получаемые от инерциальной навигационной системы, или оцениваемые отдельно, $\varepsilon(t) = (\varepsilon_1(t), \varepsilon_2(t))$ - вектор белозумных ошибок измерения.

Для прогноза качки на время τ используется следующее соотношение:

$$\hat{u}^{KOP}(t+\tau) = e^{-\alpha|\tau|} \left(\cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta\tau \right) u(t) + e^{-\alpha|\tau|} \left(\frac{1}{\beta} \sin \beta\tau \right) \dot{u}(t), \quad (3)$$

t - текущий момент времени, τ - время прогноза

Второй алгоритм, описанный в работе [4], может быть получен в результате решения задачи прогноза процесса (1), в которой в качестве измерения выступают только значения качки, на фоне белозумной ошибки. В этом случае соотношение для прогноза вектора состояния $x(t) = (x_1(t), x_2(t))$ принимает следующий вид:

$$\hat{x}^{\Phi K}(t+\tau) = \phi(\tau) \hat{x}^{\Phi K}(t), \quad (4)$$

где $\hat{x}^{\Phi K}(t)$ - оптимальная оценка, полученная в ФК для двухмерного вектора на момент t ; $\phi(\tau)$ - фундаментальная матрица формирующего фильтра, определяемая как:

$$\phi(\tau) = e^{-\alpha|\tau|} \begin{bmatrix} \cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta\tau & \frac{1}{\beta} \sin \beta\tau \\ -\frac{(\alpha^2 + \beta^2)}{\beta} \sin \beta\tau & \cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta\tau \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Принимая во внимание тот факт, что вектор состояния имеет вид $x(t) = (u_1(t), \dot{u}_1(t))$, нетрудно понять, что интересующее нас выражение для прогноза качки $\hat{u}^{\Phi K}(t+\tau)$ будет совпадать с выражением (3), в котором вместо измеренных значений качки и ее производной подставляются оценки этих значений, полученных в фильтре Калмана. Достоинство алгоритма, основанного на использовании фильтра Калмана, заключается в том, что, помимо оценки, в нем вырабатывается расчетная матрица ковариаций ее ошибки, которая может быть использована для текущего анализа точности прогноза.

При сопоставлении также использован алгоритм на основе степенного полинома, с помощью которого, применяя метод наименьших квадратов, аппроксимируется последовательность измерений качки во времени [5]. В этом случае по информации о качке формируется вектор измерений $U_{MHK} = [u_1 \dots u_m]$ размерностью m . Далее, используя метод наименьших квадратов, определяются коэффициенты полинома, аппроксимирующего качку на интервале $m\Delta t$, где Δt – интервал дискретизации. Полученные коэффициенты позволяют получить прогноз \hat{u}^{MHK} на момент времени $(t+\tau)$. Параметры алгоритма – размерность вектора U_{MHK} и степень аппроксимирующего полинома, подбираются по результатам обработки экспериментальных данных.

При построении алгоритма на основе авторегрессионной модели, предполагается, что изменение качки может быть описано в виде [6]:

$$u(t) = \sum_{i=0}^{p-1} a_i u(t-i\Delta t) + \varepsilon(t), \quad (6)$$

где a_i – коэффициенты модели, p – порядок модели.

В этом случае для построения алгоритма прогноза необходимо определить порядок модели и найти ее коэффициенты. Это осуществляется из условия обеспечения достаточного времени сходимости алгоритма (то есть времени построения модели и прогноза) и точности прогноза, которые находятся экспериментальным путем.

Оценка коэффициентов $\hat{a}_i, i = \overline{1..p}$ рассчитываются путем аппроксимации с использованием метода наименьших квадратов линейной относительно коэффициентов моделью реализации качки $u(t)$ на интервале $n\Delta t$, где n – количество шагов в исходной реализации. Порядок модели определялся экспериментально, путем сравнения полученных результатов.

После того, как коэффициенты и порядок модели определены, рассчитывается прогноз качки на интервал Δt с использованием следующего соотношения

$$\hat{u}^{AP}(t + \Delta t) = \sum_{i=0}^{p-1} \hat{a}_i u(t - i\Delta t), \quad (7)$$

где $\hat{a}_i, i = \overline{0..(p-1)}$ – рассчитанные оценки коэффициентов; $u(t - i\Delta t), i = \overline{0..(p-1)}$ – значения качки в предшествующие моменты времени на интервале времени $p\Delta t$. Для получения прогноза на интервал $2\Delta t$ согласно этой формуле необходимо вместо t подставить $t + \Delta t$, тогда можно записать

$$\hat{u}^{AP}(t + 2\Delta t) = \sum_{i=0}^{p-1} \hat{a}_i u(t + \Delta t - i\Delta t). \quad (8)$$

Из соотношения (8) следует, что при $i=0$ необходимо значение качки в момент $u(t + \Delta t)$. Поскольку при решении задачи прогноза, этого значения не существует, вместо $u(t + \Delta t)$ подставляется спрогнозированное значение (7). Аналогично поступают и при вычислении прогноза на интервал $2\Delta t$ и в более общем случае на интервал $\tau = l\Delta t$. Таким образом, для определения значений прогноза качки на время τ , используются реализация значений качки $u(t - (p-1)\Delta t), u(t - (p-2)\Delta t), \dots, u(t)$ и вычисленные согласно описанной процедуре спрогнозированные значения качки в моменты времени, превышающие значение t .

Результаты полунатурного моделирования. Для проверки работы описанных алгоритмов прогнозирования качки использовался записанный по данным инерциальной навигационной системы сигнал килевой качки надводного корабля с частотой 20 Гц.

При проведении исследований были рассчитаны среднеквадратические значения приведенной погрешности прогноза качки Δd , %:

$$\Delta d = \frac{|\hat{u}^j(t + \tau) - u(t + \tau)|}{u_{\max}} \cdot 100, \quad (9)$$

где $\hat{u}^j(t + \tau), j = \text{ФК, КОР, МНК, АР}$ спрогнозированное значение качки в момент времени t на момент $t + \tau$, полученное с использованием четырех рассмотренных выше алгоритмов, $u(t + \tau)$ – действительные значения качки в момент времени $t + \tau$, u_{\max} – максимальное значение качки на изучаемом промежутке времени. Среднеквадратические значения вычислялось для различных интервалов прогноза методом статистических испытаний для числа реализаций, равного 30.

Приведенные погрешности прогноза качки представлены в таблице 1:

Таблица 1

Среднеквадратическое значение приведенной погрешности прогноза качки в зависимости от времени прогноза

Модель прогноза	$\tau = 0,5$ сек	$\tau = 5$ сек	$\tau = 10$ сек
Алгоритм ФК	7%	16%	30%
Корреляционная функция	5%	16%	29%
Полиномиальная модель	2%	68%	97%
Авторегрессионная модель	2%	13%	26%

Анализ результатов работы показал, что использование алгоритма ФК и авторегрессионной модели предпочтительны при времени прогноза, большем 0,5 секунд. Известна работа [7], в которой отмечено использование обобщенного ФК с расширенным вектором состояния, включающим параметры модели корабля, что, по утверждению автора этой работы, повышает точность прогноза качки.

Заключение. Проведен сравнительный анализ четырех алгоритмов прогноза качки. Результаты моделирования показали некоторое преимущество авторегрессионной модели, однако, стоит отметить, что в этом случае необходимо определять порядок модели, что приводит к усложнению алгоритма. Алгоритмы, основанные на описании качки с помощью стационарного случайного процесса, демонстрируют схожие результаты, хотя они требуют определения параметров качки. Следует отметить в этой связи, что интересным представляется анализ целесообразности применения рассмотренных в работах [8, 9] механизмов адаптации, в том числе и с использованием фильтра Калмана, создающего предпосылки для вычисления текущей характеристики точности прогноза. В дальнейшем также целесообразно проанализировать и возможность повышения точности прогноза за счет привлечения измерений не только самой качки, но и ее производных, как это сделано в первом алгоритме. При этом необходимо будет учитывать объективно существующие корреляционные связи ошибок этих измерений.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ (проект №18-08-01101)

ЛИТЕРАТУРА

1. **X. Zhao, R. Xu, C. Kwan**, Ship-motion prediction: algorithms and simulation results, Acoustics, Speech, and Signal Processing, 1988. ICASSP-88., 1988 International Conference on June 2004.
2. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.2. Введение в теорию фильтрации / Изд. 3-е, исправленное и дополненное / Спб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. – 428 с.
3. **Бородай И.К.** Краткосрочное прогнозирование процессов качки корабля с учетом ошибок измерений. Труды Крыловского государственного научного центра. 2017; 2(380): 9–16.
4. **Menahem M. Sidar, Brian F. Doolin** On the Feasibility of Real-Time Prediction of Aircraft Carrier Motion at Sea, IEEE Transactions on automatic control, vol. AC-28, NO. 3, march 1983.
5. **Конев М.Ф., Короленко А.В., Литвиненко Ю.А., Мохов В.П.**, Использование углов качки для оценки угловой скорости надводного корабля, Навигация и управление движением, сборник докладов I Научно-технической конференции молодых ученых. Издательство: ЦНИИ "Электроприбор" 57-64, 1999
6. **Wang Wei-chao, Qin Shi-qiao, Wu Wei, Zheng Jia-xing**, Prediction of ship pitch motion by dual autoregressive model, 2015, 27th Chinese Control and Decision Conference (CCDC).
7. **А.Е.Пелевин** 2016, Прогноз угла наклона палубы корабля, Гироскопия и навигация. Том 24, № 4 (95), стр. 122-132, 2016.
8. **Motorin, A.V., Stepanov, O.A.** Designing an error model for navigation sensors using the Bayesian approach. IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems. 2015-October, с. 54-58.
9. **Stepanov O., Motorin A.** Performance criteria for the identification of inertial sensor error models/ Sensors. 2019. T. 19. № 9

D.V.Antonov (Concern CSRI "Elektroprigor" JSC, Saint Petersburg), **M.I.Slukina** (ITMO University, Concern CSRI "Elektroprigor" JSC, Saint Petersburg). **Modern algorithms for ship rolling prediction**

The article presents a comparison of the algorithms used to predict the rolling process of the ship. The mathematical equations for the implementation of algorithms were carried out are given. The results of the prediction for different periods of time are considered and qualitatively evaluated. Conclusions are drawn about the possibility of using algorithms and their improvement.

УДК 621.396.988.6:629.19

О. В. ЗАЙЦЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ПРОГНОЗ И ВОССТАНОВЛЕНИЕ СТОХАСТИЧЕСКИ НЕОПРЕДЕЛЕННЫХ ПРОЦЕССОВ В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОМ РЕЖИМЕ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ИХ ВЕЛИЧИНУ И ПРОИЗВОДНУЮ

Представлены эффективные способы восстановления прецизионных решений и прогноза дифференциальных поправок Глобальных Навигационных Спутниковых Систем на основе кусочно-полиномиального представления поправок и погрешностей решений с учетом их непрерывной дифференцируемости и ограничений на их величину и производную. Показано преимущество предложенных алгоритмов по сравнению с некоторыми широко используемыми на практике путем обработки натуральных данных в камеральном режиме

Введение. Протяженные пропуски и редкое поступление данных ГНСС в условиях ограниченной видимости спутников и приема отраженных сигналов представляют собой достаточно распространенное явление. Например, в реальном времени приходится сталкиваться с пропусками в поступлении дифференциальных поправок (ДП) к кодовым измерениям ГНСС из-за сбоев на базовой станции, вырабатывающей ДП, и в радиоканале связи, по которому они транслируются [1,2]. В случае камеральной обработки фазовых измерений ГНСС с целью получения прецизионных навигационных решений такие решения могут быть пропущены из-за невозможности исключить фазовую неоднозначность, даже при использовании коммерческого программного обеспечения. В силу этого возникает потребность в прогнозе ДП и восстановлении прецизионных навигационных решений при перерывах в их поступлении.

Для построения надежных алгоритмов прогноза и восстановления спутниковых данных следует опираться на достоверную информацию об их погрешностях, такую как непрерывная дифференцируемость и соблюдение ограничений для самой погрешности и ее производной. Эта идея изложена в работе [3], на теоретических результатах которой базируются предлагаемые автором алгоритмы. Особенности других методов, затрудняющие их реализацию в рассматриваемых задачах, описаны в [4].

В настоящей работе получены эффективные по точности и вычислительным затратам решения задач восстановления и прогноза спутниковых данных в условиях отсутствия для них моделей в виде стохастических уравнений. Показателем эффективности алгоритмов служит среднеквадратическая погрешность (СКП).

Постановка задачи. При решении рассматриваемых задач восстановления и прогноза требуется оценить медленноменяющийся квазидетерминированный процесс $g(t_k)$ по измерениям вида

$$y_k = g(t_k) + \delta_k, \quad (1)$$

где: $t_k = k \cdot \Delta t, k \in Z$ – дискретные моменты времени, Δt – интервал дискретности, δ_k – дискретный белый шум с гауссовским распределением вероятности.

Существует три основных подхода к решению такого типа задач: детерминированный [5], стохастический [6,7] и квазидетерминированный [3], который нашел применение и получил дальнейшее развитие в настоящей работе.

Основываясь на результатах [3], представим $g(t)$ на интервале $[t^{(s-1)}, t^{(s)}]$ как

$$g(t) = c\rho(t), \quad (2)$$

где: $\rho(t) \approx b_0^{(s)} + b_2^{(s)} \cdot \frac{t - t^{(s-1)}}{T} + (b_1^{(s)} - b_0^{(s)} - b_2^{(s)}) \cdot \frac{(t - t^{(s-1)})^2}{T^2}$, c, T – заданные величины,

s – номер интервала.

Полагаем, что известны ограничения

$$|\rho(t)| \leq 1 \text{ и } |\dot{\rho}(t)| \leq \bar{\rho}. \quad (3)$$

Алгоритм решения предполагает двухэтапную схему оценивания: на первом этапе с помощью фильтра Калмана ищутся предварительные оценки вектора коэффициентов $b^{(s)} = (b_1^{(1)}, b_0^{(1)}, b_2^{(1)} \dots b_1^{(s)})^T$, которые затем уточняются на втором этапе путем решения задачи условной минимизации с использованием ограничений (3) [3].

Обработка экспериментальных данных в задаче восстановления прецизионных решений. Здесь используются два типа решений: грубые (кодовые дифференциальные ДГЛО-НАСС/DGPS, решения по технологии Precise Point Positioning (PPP), решения на основе данных Satellite Based Augmentation System (SBAS)) и прецизионные, полученные по фазовым измерениям ГНСС в дифференциальном режиме. Оценивается погрешность грубых решений на фоне прецизионных. Далее эта погрешность компенсируется в исходных грубых решениях, которые выдаются потребителю в качестве восстановленных прецизионных. Между собой сравнивались три алгоритма: квадратичное восстановление (КВ) – метод сплайн-аппроксимации 2-й степени, линейная интерполяция (ЛИ) и квадратичное восстановление с ограничениями (КВО) – усовершенствованная версия КВ, позволяющая учесть ограничения (3) на величину восстанавливаемого процесса и его производную.

При использовании кодовых дифференциальных решений для одиночного протяженного пропуска (длительностью 200с) максимальная СКП восстановления КВО составила 0,26 м, что в 1,5 раза лучше, чем СКП кодовых дифференциальных решений без компенсации погрешности. СКП восстановления КВ и ЛИ достигла 0,4 м и 0,43 м соответственно – это уровень СКП кодовых дифференциальных решений. В случае редкого поступления измерений (дискретность 210с) КВО также характеризовался наименьшей из рассматриваемых СКП восстановления на различных участках между измерениями: 0,31 – 0,36 м. СКП КВ менялась в пределах 0,36 – 0,54 м, а СКП ЛИ составляла от 0,33 – 0,44.

Аналогичные результаты с привлечением технологий PPP и SBAS при редком поступлении прецизионных решений приведены в таблицах 1, 2.

Таблица 1

Максимальные СКП восстановления на различных участках между измерениями для PPP

Алгоритм	Параметры	max СКП, м
КВ	S=5, T=36 с	0,0135-0,0232
КВО	S=9, T=20 с	0,0125 -0,0165

Таблица 2

Максимальные СКП восстановления на различных участках между измерениями для SBAS

Алгоритм	Параметры	max СКП, м
КВ	S=3, T=240 с	0,22-0,3
КВО	S=5, T=144 с	0,17-0,27

Следует отметить, что КВО не обладает заметным преимуществом перед ЛИ. Тем не менее, применение КВО более предпочтительно с точки зрения защиты от возможных аномальных выбросов в редких прецизионных решениях или PPP-решениях. В случае применения ЛИ выброс непосредственно переходит в погрешность решений на всем интервале восстановления, тогда как при использовании КВО влияние выброса на точность восстановления ослабляется благодаря учету ограничений. Подробный анализ результатов приведен в [4,8].

Обработка экспериментальных данных в задаче прогноза ДП. Для прогноза ДП в реальном времени модернизированы за счет учета ограничений известные алгоритмы линейного (ЛП) и квадратичного прогноза (КП). Новые алгоритмы называются ЛПО и КПО соответственно. Ключевыми особенностями предложенных алгоритмов, детально изложенных в [4,9], являются: описание поправок с помощью полиномов, учет известных ограничений на величину и первую производную поправок, оценивание полиномиальных коэффициентов по принятым до перерыва поправкам с помощью фильтра Калмана в обратном времени, что позволяет снизить вычислительную нагрузку. Помимо упомянутых алгоритмов в сравнении участвовал простей-

ший способ прогноза (ФП) – фиксация последней доступной ДП. Для эксперимента использованы ДП к кодовым измерениям в формате RTCM – сообщения RTCM21, полученные с помощью приемника NovAtel DL-V3. Результаты для контрольных точек 500с и 1000с прогноза представлены в таблице 3. Здесь параметр r – отношение длительности использованных в качестве измерений накопленных ДП к длительности горизонта прогноза.

Таблица 3

СКП прогноза низкочастотной составляющей ДП (м) при $r=1,2,3$

Алгоритм прогноза	$r=1$		$r=2$		$r=3$	
	Длительность прогноза, с					
	500	1000	500	1000	500	1000
КП	2,75	2,9	1,48	2,15	0,9	2,3
ЛП	1,48	1,8	1,1	1,9	0,8	1,95
ФП	0,95	2	0,95	2,14	0,95	2,14
КПО	0,93	2,2	0,96	2,14	0,97	2,15
ЛПО	0,88	1,7	0,87	1,71	0,88	1,7

Из таблицы 3 следует, что только двух- и трехкратное увеличение длительности обрабатываемых ДП позволяет алгоритмам КП и ЛП приблизиться к результатам ЛПО и КПО которые они демонтировали при $r=1$. ЛПО превосходит ФП на 10-15%.

Также рассматривалась характерная для практики ситуация, когда длительность доступных ДП намного меньше горизонта прогноза ($r < 1$). КП и ЛП в этих условиях оказались не состоятельными, в то время как КПО и ЛПО даже при $r=0,5$ демонстрируют результаты не хуже, чем ФП.

Заключение. При решении задач прогноза дифференциальных поправок и восстановления прецизионных ГНСС решений с помощью классического стохастического подхода возникают сложности с подбором адекватных моделей для оцениваемых процессов. В этих условиях эффективным по точности и вычислительным затратам, по сравнению с рядом применяемых на практике методов, является подход, использующий кусочно-полиномиальное представление оцениваемого процесса с учетом ограничений на его величину и производную. Нововведением проведенной работы, обобщающей результаты обширного исследования, является успешное применение указанного подхода в области спутниковой навигации при обработке данных с пропусками. В задаче камерального восстановления прецизионных решений алгоритм восстановления с ограничениями позволяет снизить СКП на 20-50% по сравнению с вариантом без ограничений. Предложенный алгоритм линейного прогноза с ограничениями устойчив к сокращению числа обрабатываемых измерений и является наилучшим с точки зрения СКП в группе рассматриваемых алгоритмов: квадратичного и линейного прогнозов с учетом и без учета ограничений и прогноза с фиксацией последней доступной поправки. Он обеспечивает 10-15% преимущество перед прогнозом с фиксацией последней поправки и 2-3 кратный выигрыш перед линейным и квадратичным прогнозами без ограничений.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ № 18-0801101А.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Комаровский Ю.А.** Сбои приёма дифференциальных поправок // Вестник морского государственного университета. 2011. №34. С. 39–44.
2. **Комаровский Ю. А.** Влияние погодных условий на сбои приема дифференциальных поправок морских DGPS-станций // Морской вестник. 2013. №2 (46). С. 81–84.
3. **Дмитриев С.П., Кошаев Д.А.** Оценивание непрерывно дифференцируемого сигнала с учетом ограничений // Автоматика и телемеханика, 2011. № 7. С. 7–14.
4. **Зайцев О.В.** Оценивание квазидетерминированных процессов с учетом ограничений на их величину и производную в задачах спутниковой навигации. Диссертация на соискание уч. ст. к.т.н. СПб, 2019.
5. **Ведяков А.А., Бобиов А.А., Пыркин А.А.** Оценивание параметров синусоидального сигнала с нестационарной амплитудой // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2017. Т.60. №9. С. 812–817.
6. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 509 с.

7. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 428 с.
8. **Зайцев О.В.** Исследование эффективности алгоритмов восстановления сигнала при протяженных пропусках и редком поступлении измерений // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2019. Т. 19. №6. С. 1039–1050.
9. **Зайцев О.В.** Прогноз дифференциальных поправок глобальных навигационных спутниковых систем с учетом ограничений // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2019. №6. С. 245–258.

O.V.Zaitsev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint-Petersburg). **Prediction and recovery of stochastically indefinite processes in the satellite navigation differential mode with allowance for their value and derivative constraints**

In this paper we present effective methods for reconstructing precision solutions and predicting differential corrections of Global Navigation Satellite Systems based on a piecewise polynomial representation of corrections and solution errors with allowance for their continuous differentiability as well as value and derivative constraints. The advantage of the proposed algorithms is shown in comparison with some widely used in practice with processing field data in the cameral mode.

УДК 519.712

И. А. ЛЕНЬ

(Санкт-Петербургский государственный университет)

СИСТЕМА МОДЕЛИРОВАНИЯ И ВИЗУАЛИЗАЦИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПОЛНЕНИЯ АЛГОРИТМОВ КОЛЛЕКТИВНОГО ПОВЕДЕНИЯ

Разработан прототип системы для визуализации и моделирования работы алгоритмов коллективного поведения. Приведены результаты апробации системы на муравьином алгоритме.

Введение. В настоящее время активно изучается проблема группового взаимодействия подвижных объектов (в частности, группы роботов)[1,2]. Однако общие подходы и методики для решения этой проблемы в условиях неопределенности на данный момент не определены.

Одним из наиболее важных вопросов при разработке систем группового взаимодействия является выбор или создание алгоритма, который лучше всего будет адаптироваться к условиям изменяющейся среды. Для этого класса задач существуют как централизованные, так и децентрализованные алгоритмы решения.

Отличительной чертой централизованного подхода является выделение главного агента, который владеет всей информацией о состоянии всех роботов и текущем состоянии окружающей среды, на основе чего он принимает решение о дальнейших действиях каждого робота. Такая система хорошо работает при малом количестве устройств, однако с ростом размера группы вычислительная и коммуникационная нагрузка каналов на центральном агенте возрастает и при выходе из строя хотя бы одного агента может привести к неверной работе группы.

Децентрализованный подход включает в себя коллективные, роевые и стайные стратегии. В реферате рассматриваются алгоритмы роевой стратегии: каждый агент обменивается данными только со своими "соседями" и самостоятельно принимает решение о своих последующих действиях на основании простых локальных правил. Таким образом каждый агент обладает достаточным количеством данных для принятия решения, вычислительная и коммуникационная нагрузки агента пропорциональны числу его соседей.

Из существующего обилия алгоритмов коллективного поведения необходимо выбрать алгоритм, наиболее подходящий под конкретные условия среды. Следовательно, актуальной является задача разработки системы для сравнения и визуализации работы таких алгоритмов. В настоящей работе рассмотрен пример визуализации работы муравьиного алгоритма[3].

Постановка задачи. Рассмотрим модель, в которой есть поле размера $S \times S$ клеток. Где-то на поле расположен муравейник с N муравьями и склад с едой. Каждый муравей действует по следующему принципу на каждом шаге (такте):

1. Среди k клеток вокруг себя выбирает одну из них с вероятностью

$$p_{i,j}^k = \frac{\tau_{i,j}^\alpha \cdot \eta_{i,j}^\beta}{\sum_l \tau_{i,l}^\alpha \cdot \eta_{i,l}^\beta} \quad (1)$$

где $\tau_{i,j}$ - количество феромона на ребре из i в j ; $\eta_{i,j}$ – величина, равная 1, если это переход вперед-назад и влево-вправо, и равная $\frac{1}{\sqrt{2}}$, если муравей выбирает ячейку по диагонали; коэффициенты α и β , регулирующие вклад количества феромонов и пройденного расстояния соответственно. При $\alpha=0$ алгоритм превращается в классический жадный алгоритм: муравей выбирает путь, основываясь только на длине перехода. $\beta=0$ влечет за собой быстрое вырождение маршрутов к одному субоптимальному решению, которое основано только на количестве феромона.

2. Оставляет феромон в пройденном ребре.

На каждом шаге количество феромона в ячейке обновляется.

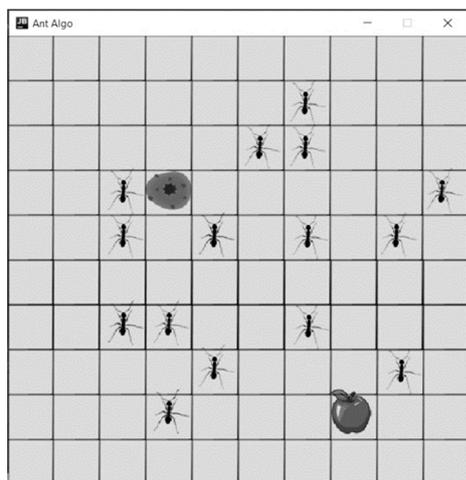


Рис. 1. Среда визуализации работы алгоритма. Изображено поле 10x10.

Задача заключается в том, чтобы муравьи как можно быстрее нашли склад с едой и построили кратчайший маршрут от него до муравейника. Однако встает вопрос о том, как будут вести себя муравьи, если на пути неожиданно возникнет препятствие. Для этого проведено моделирование с разными параметрами окружающей среды. Например, с какой частотой и где может падать листок или ветка, с какой силой и в каком направлении дует ветер.

Моделирование. Рассмотрим поле размером 10x10 клеток, расположим муравейник и источник еды (яблоко) как на рис.1, пусть $\alpha=\beta=0.5$ и по полю ходит 15 муравьев. Для разработки прототипа была использована библиотека JADE для языка Java.

В ходе моделирования муравьи сначала хаотично передвигались по полю, пока кто-то из них не нашел путь до еды. Через более 2000 тактов работы муравьи начали ходить в окрестности кратчайшего пути (рис.2).

Основной выявленный недостаток этого алгоритма заключается в медленной сходимости на таком сложном поле. Также было замечено, что при $\alpha=0$ алгоритм не сходится, так как муравей шагает в случайную клетку вокруг себя. При $\beta=0$ муравьи через некоторое время «застревают» в некоторой окрестности, так как концентрация феромона на этих ребрах становится слишком высокой.

Заключение. В ходе работы разработан прототип системы для визуализации и моделирования работы алгоритмов коллективного поведения и апробирован на муравьином алгоритме. В дальнейшем планируется расширить круг моделируемых задач и провести сравнение работы муравьиного алгоритма с алгоритмом консенсуса на основе SPSA[4].

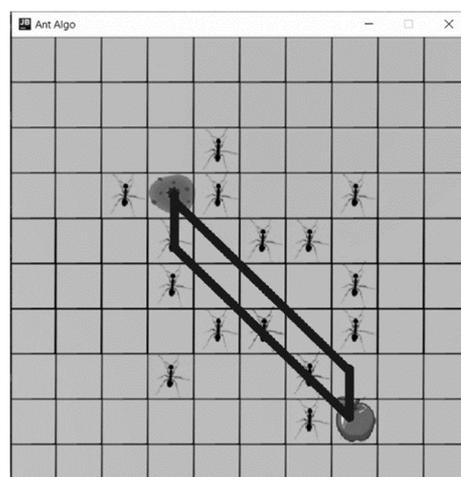


Рис. 2. Среда визуализации работы алгоритма. Муравьи находятся в окрестности оптимального решения, которое выделено жирными черными линиями.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Vicsek T., Zafeiris A.**, Collective motion // *Physics Reports*, 2012, vol. 517, issues 3–4, p. 71–140.
2. **Каляев И.А., Гайдук А.Р., Капустян С.Г.** Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов. М.: Физматлит, 2009.
3. **Dorigo M., Maniezzo V. and Colnari A.** Ant system: optimization by a colony of cooperating agents, *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, vol. 26, no. 1, pp. 29–41, Feb. 1996.
4. **Erofeeva, V., Granichin, O., Amelina, N., Ivanskiy, Y., & Jiang, Y.**, Distributed Tracking via Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation-based Consensus Algorithm

I. A. Len (Saint Petersburg State University). **System for modeling and visualization of results of algorithms of collective behavior execution.**

In this paper we study the task of developing a prototype system for comparing such algorithms. In particular, the ant optimization algorithm.

ОУДК 681.5.017

В. М. ПОНЯТСКИЙ, Б. В. ЗЕНОВ
(АО «КБП им. академика А.Г. Шипунова», г. Тула)

ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ ПРОЦЕССА ПРИ КОМПЛЕКСИРОВАНИИ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ С НЕКРАТНЫМИ ЧАСТОТАМИ СЛЕДОВАНИЯ ОТСЧЕТОВ

Рассматриваются вопросы комплексирования измерений с двух датчиков, моменты получения измерений с которых не совпадают по времени. Предложено несколько вариантов алгоритмов объединения на основе калмановской фильтрации, проведено сравнение с точки зрения величины ошибки получаемой на выходе оценки.

Введение. При разработке информационно-измерительных систем часто возникают задачи объединения показаний с нескольких датчиков. Объединение данных позволяет повысить точность получаемых результатов. Наиболее тривиальной задачей является комплексирование данных с одинаковыми частотами следования их отсчетов. Теория и методы решения таких задач с использованием калмановской фильтрации были разработаны в работах [1-3]. На практике столь идеальная ситуация встречается редко. Как правило, интервалы следования измерений с каждого из датчиков оказываются различными вследствие как физической природы датчиков, так и особенностей обмена информацией между ними и вычислительным блоком. Наиболее характерным случаем является система, состоящая из двух датчиков, один из которых выдает недостаточно точные показания, а другой характеризуется повышенной точностью, при этом частота следования его измерений в несколько раз ниже, чем у первого. В этом случае используют показания первого датчика до тех пор, пока не будет получена информация со второго, с учетом которой затем результат корректируется [4,5]. Однако, если частоты следования отсчетов некрatны, подобный алгоритм нуждается в модификации. В предлагаемом докладе рассмотрены подходы к комплексированию таких показаний с точки зрения минимизации ошибки получаемой оценки.

Постановка задачи. Рассмотрим линейную динамическую систему второго порядка, поведение которой описывается уравнением:

$$\mathbf{x}(n) = \Phi(n)\mathbf{x}(n-1) + \xi(n),$$

где $\mathbf{x}(n) = \begin{bmatrix} x_0(n) \\ \dot{x}_0(n) \end{bmatrix}$ – вектор состояния, $\Phi(n) = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t(n) \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ – матрица динамики, $\Delta t(n)$ – интервал прогнозирования состояния, $\xi(n)$ – шум процесса, $E[\xi(n)] = 0$, $E[\xi(n)\xi^T(m)] = \mathbf{Q}(n)\delta_{nm}$, $\mathbf{Q}(n)$ – ковариационная матрица шума процесса, δ_{nm} – дельта-функция ($\delta_{nm} = 1$ при $n=m$ и 0 в остальных случаях).

В качестве наблюдений система получает показания двух датчиков с периодами следования отсчетов T_1 и T_2 соответственно, причем $\text{НОК}(T_1, T_2) \gg T_{\text{набл}}$, где $T_{\text{набл}}$ – суммарное время наблюдения, НОК – наименьшее общее кратное. Показания на входе системы описываются следующими уравнениями:

$$z_i(k) = \mathbf{H}_i(k)\mathbf{x}(k) + v_i(k), \quad i = 1, 2,$$

где $\mathbf{H}_1(k) = \mathbf{H}_2(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}$ – матрицы наблюдения, $E[v_i(k)] = 0$, $E[v_i(k)v_i^T(p)] = R_i(k)\delta_{kp}$, $R_i(k)$ – дисперсия шума i -ого измерителя, $E[v_i(k)\xi^T(p)] = 0$, $E[\mathbf{x}(0)\xi^T(p)] = 0$, $E[\mathbf{x}(0)v_i^T(p)] = 0$.

Требуется провести оценку вектора состояния $\mathbf{x}(n)$ с требуемой частотой следования выходных отсчетов $f_{\text{вых}} = \frac{M}{T_2}$, где M – некоторое целое число. Некратность частот получения измерений, а также отличие их от требуемой частоты выходных оценок обуславливает необходимость использования экстраполяции с переменным шагом.

Подходы к решению задачи. Комплексование разночастотных измерений можно обеспечить следующим образом:

- 1) объединением измерений с частотами следования f_i в едином централизованном фильтре Калмана с формированием вектора состояния с выходной частотой $f_{вых}$;
- 2) объединением измерений с частотами f_i на входе фильтра Калмана путем приведения к частоте $f_{вых}$ с помощью экстраполяции и последующей оценкой вектора состояния в едином централизованном фильтре;
- 3) получением оценок состояния в частных фильтрах Калмана, соответствующих каждый отдельному измерителю, с частотами f_i с последующим приведением их к частоте $f_{вых}$ и объединением в блоке безынерционного осреднения [6-7];
- 4) получением частных оценок состояния путем обновления единого централизованного прогноза вектора состояния с помощью данных соответствующего измерителя, с последующим приведением полученных оценок к частоте $f_{вых}$ и объединением в блоке безынерционного осреднения.

Оценивание с использованием централизованного фильтра. В соответствии с временной динамикой поступления измерений обновление оценки вектора состояния будет приходиться на моменты времени $t_{1,k} = kT_1$ и $t_{2,p} = pT_2$, $k = 1, 2, \dots$, $p = 1, 2, \dots$. С учетом требований к частоте выдачи оценок на выход фильтра оценка, полученная с использованием наблюдения со второго датчика, может быть использована в качестве выходного результата только в моменты времени t_n , когда $\frac{n}{M} = p$. На остальных тактах для получения выходной оценки вектора состояния необходимо выполнять прогнозирование с использованием переменной матрицы динамики $\Phi(n)$ последней вычисленной в момент прихода измерения от первого датчика оценки на интервал $\Delta t_n = \text{mod}(nT_{вых}, T_1)$, где $\text{mod}(\cdot)$ - остаток от деления.

Оценивание с использованием централизованного фильтра и экстраполяции измерений. В отличие от предыдущего варианта, обновление оценки вектора состояния происходит с постоянным шагом $\Delta t_n = T_{вых}$, при этом для расчета коэффициента усиления при инновации в фильтре

Калмана используется объединенное значение дисперсии $R(n) = \left(\sum_{i=1}^2 R_i^{-1} \right)^{-1}$, а сама инновация

определяется по объединенному наблюдению $z(n) = z_1'(n) + R_1 \left(\sum_{i=1}^2 R_i \right)^{-1} (z_2'(n) - z_1'(n))$, при этом

$z_1'(n)$ и $z_2'(n)$ - экстраполированные к моменту n значения измерений z_1 и z_2 .

Комплексование оценок с выходов двух параллельных фильтров. При использовании децентрализованного способа получения оценки состояния частные фильтры Калмана работают на частотах, соответствующих частотам следования показаний соответствующих им измерителей. Следовательно, для приведения выработанных ими оценок к единой частоте следования требуется экстраполяция с переменным шагом.

Оценивание с помощью единого централизованного предсказателя и частных блоков обновления оценок. Существует также возможность охватить обратной связью цепь фильтрации и взвешивания, использовав вычисленную в блоке безынерционного осреднителя итоговую оценку состояния в качестве исходной на следующем такте фильтрации. В таком случае предсказание вектора состояния выполняется с использованием единой оценки, а полученная оценка поступает в 2 канала и в каждом из них корректируется путем учета инновации в соответствии с полученным измерением и экстраполяции для приведения к частоте следования отсчетов $f_{вых}$, после чего результаты объединяются.

Результаты моделирования. Сравнение алгоритмов проводилось путем моделирования их работы при воздействии гармонического процесса на систему с двумя датчиками, снимаемые с которых показания в одном случае являются равноточными (рис.1), а в другом - неравноточ-

ными (рис.2). В последнем случае значение отношения сигнал/шум для первого датчика выбиралось на 20 дБ меньше, чем для второго. При наличии равноточных измерений, как видно из представленных на рисунках графиков, результаты менее чувствительны к выбору метода. При этом лучшие результаты показал единый централизованный фильтр с использованием экстраполяции измерений на входе. В случае же существенного увеличения шумов в первом измерительном канале экстраполяция измерений начинает проигрывать остальным вариантам. При этом лучшим оказывается вариант с объединением оценок состояния и выработкой единого централизованного прогноза.

Заключение. С использованием рассмотренных в работе методов комплексирования проведено моделирование оценивания состояния процесса при некротности частот поступления измерений. Выявлено, что результаты зависят от соотношения уровней шумов измерителей. При высоком уровне шумов хотя бы в одном канале экстраполяция измерений на входе нежелательна и приводит к повышению ошибки оценивания. Единый фильтр оценивания без использования приведения измерений к единой сетке эквидистантных частот также не может быть рекомендован к применению. Наиболее универсальным методом можно считать использование единого централизованного предсказателя, формирующего прогноз на основе объединенной оценки состояния по результатам комплексирования в контуре фильтрации.

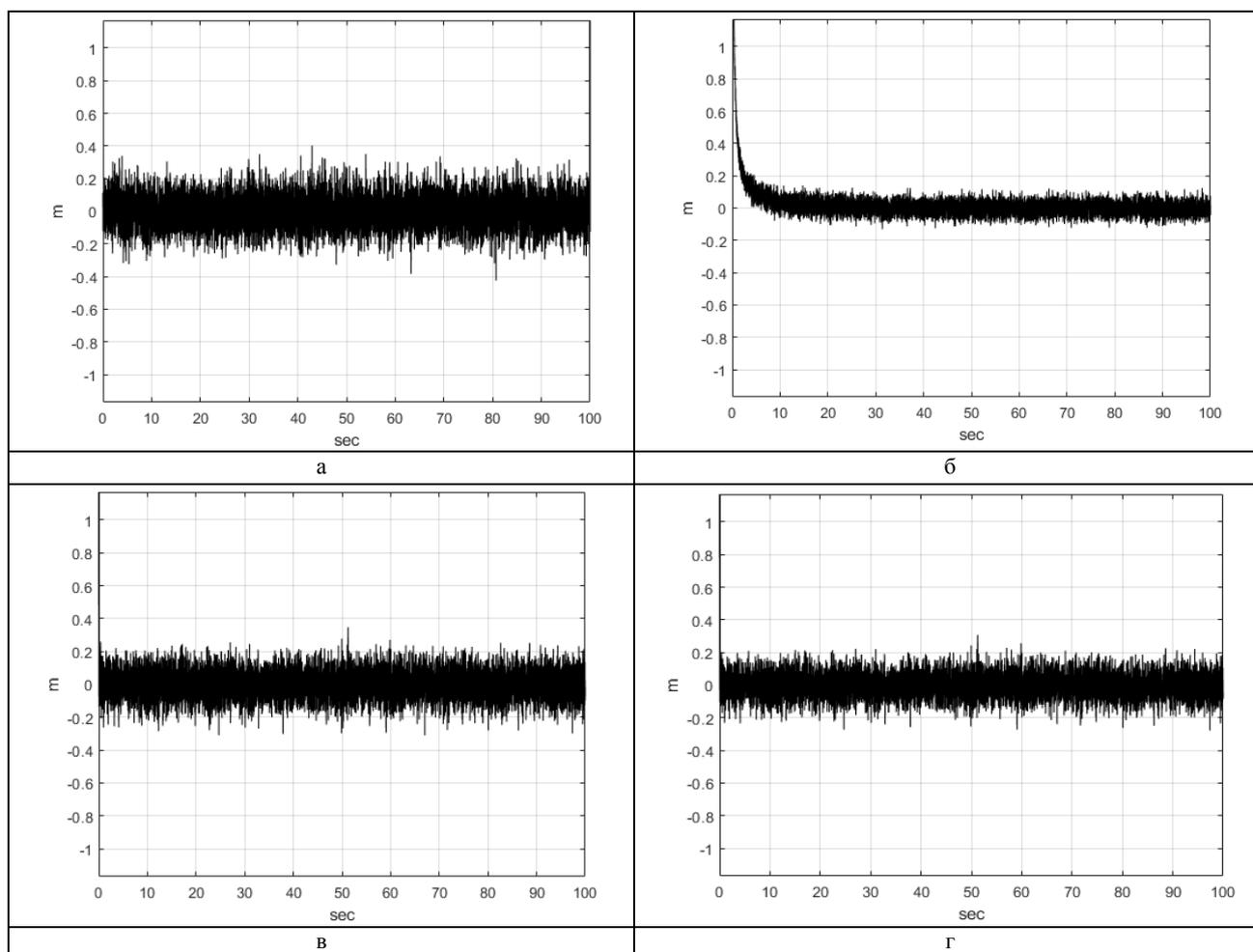


Рис. 1. Ошибка оценивания состояния процесса при комплексировании равноточных измерений: а – с использованием централизованного фильтра без экстраполяции измерений к сетке эквидистантных моментов времени; б – с использованием централизованного фильтра с экстраполяцией измерений, в – с использованием двух параллельных частных фильтров; г – с использованием единого предсказателя и раздельной коррекции оценок с последующим объединением в контуре фильтрации

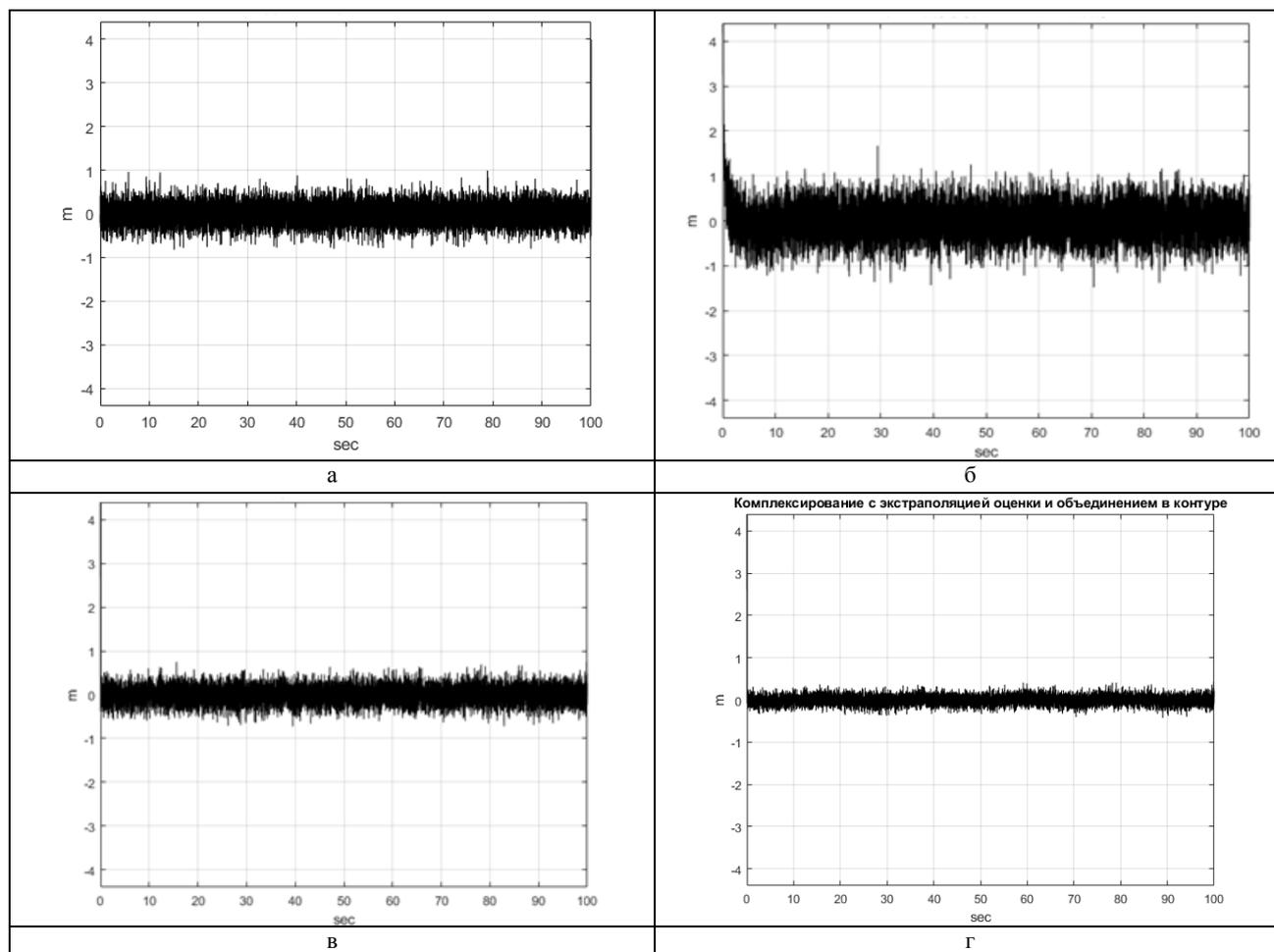


Рис. 2. Ошибка оценивания состояния процесса при комплексировании неравноточных измерений: а – с использованием централизованного фильтра без экстраполяции измерений к сетке эквидистантных моментов времени; б – с использованием централизованного фильтра с экстраполяцией измерений, в – с использованием двух параллельных частных фильтров; г – с использованием единого предсказателя и раздельной коррекции оценок с последующим объединением в контуре фильтрации

ЛИТЕРАТУРА

1. Bar-Shalom Y., Campo L. The effect of the common process noise on the two-sensor fused-track covariance. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1986. Vol. 22. № 11. P. 803–805.
2. Willner D., Chang C.B., Dunn K.P. Kalman filter algorithms for a multi-sensor system. *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*. 1976. P. 570–574.
3. Roecker J.A., McGillem C.D. Comparison of two-sensor tracking methods based on state vector fusion and measurement fusion. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1988. Vol. 24. № 4. P. 447–449.
4. Xie L., Zhu Y., Huang B. Kalman Filtering Approach to Multirate Information Fusion for Soft Sensor Development. *15th International Conference on Information Fusion*. 2012. P. 641–648.
5. Armesto L., Tornero J., Vincze M. Fast ego-motion estimation with multi-rate fusion of inertial and vision. *The International Journal of Robotics Research*. 2007. Vol. 26. № 6. P. 577–589.
6. Тупысев В.А., Литвиненко Ю.А. Сравнительный анализ различных типов федеративных фильтров применительно к задачам обработки навигационной информации. XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2015. С. 84–88.
7. Tupysev V.A., Litvinenko Y.A. The Effect of the Local Filter Adjustment on the Accuracy of Federated Filters. *IFAC-PapersOnLine* 48-11. 2015. P. 339–344.

V.M. Ponyatsky, B.V. Zenov (JSC “KBP named after Academician A.Shipunov”, Tula). **State Estimation at Sensor Fusion with Aliquant Sample Repetition Frequencies**

The problems of integrating measurements from two sensors with no coincident pairs of measurement at any time are considered. Several fusion algorithms based on Kalman filtering are proposed including combining using single filter, parallel processing by two Kalman filters with measurement extrapolation from a time of obtaining the measurement to the next needed output sample time and processing by two parallel Kalman filters with state vector extrapolation. A comparison of described methods is completed by the evaluation of absolute error of output estimate.

УДК 629.05

Р.У. ТИТОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

А.В. МОТОРИН
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ОЦЕНИВАНИЯ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

Рассматривается задача оптимального оценивания полезного сигнала по предварительно обработанным измерениям с позиций построения оптимального фильтра и анализируются её особенности. Приводится пример численного моделирования, иллюстрирующий эти особенности.

Введение. На практике встречаются задачи оценивания и восстановления исходного сигнала по его измерениям с использованием так называемой предварительной фильтрации. Под этим термином понимается то, что измеряемый процесс, содержащий исходный сигнал и помеху, предварительно пропускается через некоторый фильтр. Процедура предварительной фильтрации проводится в целях подавления шумов в широком диапазоне. Формально это имеет смысл, так как предварительные фильтры (ПФ) снижают погрешность измерения для достаточно широкого класса полезных сигналов, свойства которых не конкретизируются в виде спектральных плотностей или корреляционных функций. При этом ПФ, как правило, настраиваются исходя из эмпирических соображений. Примеры исходных и обработанных различным образом измерений приведены на рисунке 1. Кроме того применение ПФ создает предпосылки использования предварительно обработанных измерений с меньшей частотой дискретизации, так как при этом шумовые компоненты, как правило более высокочастотные, оказываются подавленными.

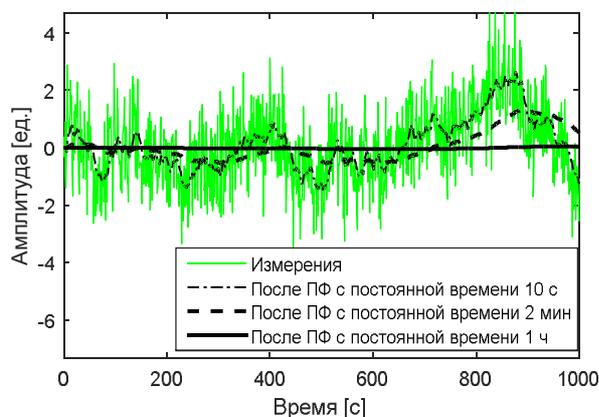


Рис. 1. Измерения после ПФ с разной постоянной времени на фоне исходных измерений.

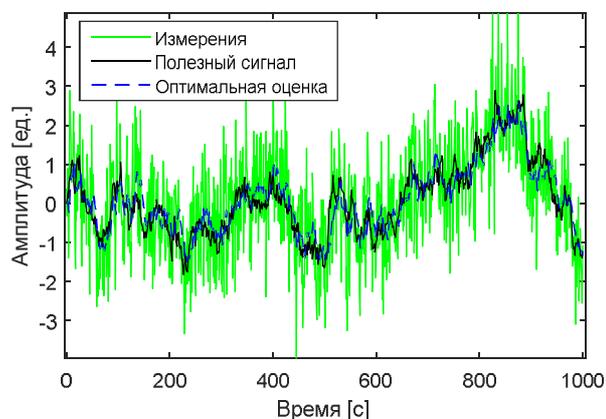


Рис. 2. Оценки оптимального фильтра и полезный сигнал на фоне измерений

Однако применение ПФ может создавать трудности при реализации оптимальных (в байесовском смысле) фильтров при решении конкретных задач в условиях, когда характеристики полезного сигнала, такие как спектр или корреляционная функция, считаются известными. На рисунке 2 приведены те же измерения, что и на рисунке 1, но вместе с истинным полезным сигналом и его оптимальной оценкой.

Целью работы является анализ особенностей решения задачи оптимального оценивания сигнала с известными спектральными характеристиками по измерениям, прошедшим предварительную фильтрацию. Предполагается, что ПФ применен для подавления шума на фоне достаточно широкого класса полезных сигналов, свойства которых изначально не заданы.

Анализ особенностей построения оптимального фильтра по предварительно обработанным измерениям. Формализуем задачу, пусть $x(t)$ – полезный сигнал, представляющий

собой стационарный в широком смысле случайный процесс с известной дробно–рациональной спектральной плотностью (СП) $S_x(\omega)$, $y(t)$ – измерение полезного сигнала вида

$$y(t) = x(t) + v(t), \quad (1)$$

где $v(t)$ – некоррелированный с $x(t)$ центрированный гауссовский белый шум известной интенсивности R^2 . Рассмотрим теперь измерение $\tilde{y}(t)$, полученное путем пропускания исходных измерений через устойчивый линейный стационарный ПФ с частотной характеристикой (ЧХ) $B(j\omega)$ (рисунок 3).

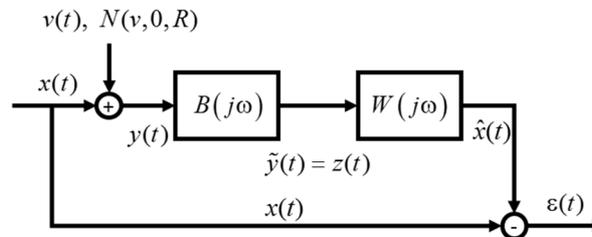


Рис. 3. Блок-схема формирования оценки и соответствующей ей ошибки фильтрации

Известно, что в этих условиях ЧХ $W(j\omega)$ оптимального фильтра для оценивания $\hat{x}(t)$ по измерениям $\tilde{y}(t)$ можно представить в виде [1–3]

$$W(j\omega) = B^{-1}(j\omega)W_0(j\omega). \quad (2)$$

где $W_0(j\omega)$ – ЧХ оптимального стационарного реализуемого фильтра, решающего задачу оценивания $\hat{x}(t)$ непосредственно по $y(t)$. В работе [1] такая задача рассматривается как задача построения фильтра при наличии неизменяемой части системы. Пояснения к соотношению (2) приведены в приложении с опорой на [2–4]. Следует отметить, что в выражении (2) степень числителя может оказаться выше степени знаменателя, что приводит к нереализуемой системе [1,6]. Эту проблему можно решить путем умножения передаточной функции (2) на передаточные функции устойчивых фильтров с малыми постоянными времени [1], что позволит построить фильтр, близкий к оптимальному.

Рассмотрим пример решения задачи, когда такой фильтр может быть реализован точно. Пусть оцениваемый сигнал представляет собой экспоненциально-коррелированный процесс со спектральной плотностью $S_x(\omega) = \frac{2\sigma_x^2 a}{(a^2 + \omega^2)}$, где a – обратная интервалу корреляции оцениваемого сигнала, σ_x^2 – его дисперсия. В качестве ПФ используем звено с ЧХ $B(j\omega) = \frac{b}{j\omega + b}$, где

b – величина, обратная постоянной времени предварительного фильтра. ЧХ оптимального фильтра в этом случае:

$$H(j\omega) = \frac{(j\omega + b)}{b} W_0(j\omega) = \frac{(j\omega + b)}{b} \frac{(D - aR)}{(Rj\omega + D)}, \quad (3)$$

где $D = \sqrt{R^2 a^2 + 2\sigma_x^2 a}$, а $\frac{(D - aR)}{(Rj\omega + D)} = W_0$ – ЧХ оптимального фильтра для решения задачи оценивания без ПФ [4]. На рисунке 4 приведены результаты моделирования решения задачи при $a = 1/60 \text{ c}^{-1}$, $b = 1/120 \text{ c}^{-1}$, $\sigma_x^2 = 1$, $R^2 = 1$, интервале дискретизации 1 с. Видно, что оценки оптимальных фильтров после ПФ и без нее совпадают. Аналогичные результаты получены для $b = 1/3600 \text{ c}^{-1}$ $b = 10 \text{ c}^{-1}$, что соответствует постоянным времени фильтра 1 ч и 10 с. Таким образом, проведенное моделирование для рассматриваемого примера показывает, что на практике, используя измерения даже после пропускания их чрез фильтр с постоянной времени 1 ч (рисунок 1), возможно получить оптимальную оценку с той же точностью, что и при использовании исходных измерений без их предварительной обработки. Этому можно привести следующее интуитивное пояснение. Амплитудно-частотная характеристика рассматриваемого в при-

мере линейного ПФ является дробно-рациональной функцией, которая определена и не равна нулю для всех частот. При этом информация не теряется полностью после прохождения ПФ и может быть восстановлена. Отметим, однако, что вопрос о том, при каких свойствах сигнала, помехи и ПФ, оптимальный фильтр (2) будет реализуем, требует дополнительной проработки.

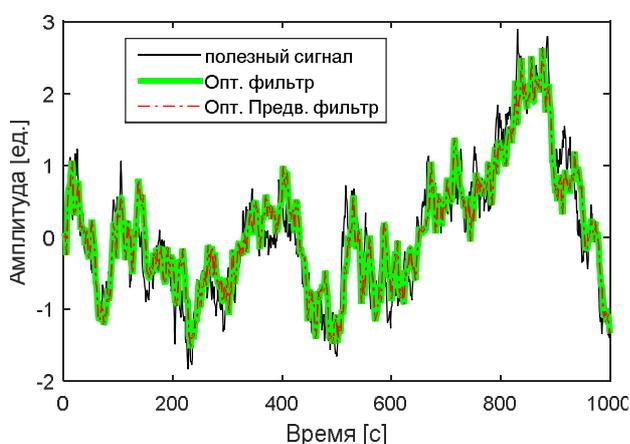


Рисунок 4. Оптимальные оценки сигнала по измерениям после предварительной фильтрации и без нее.

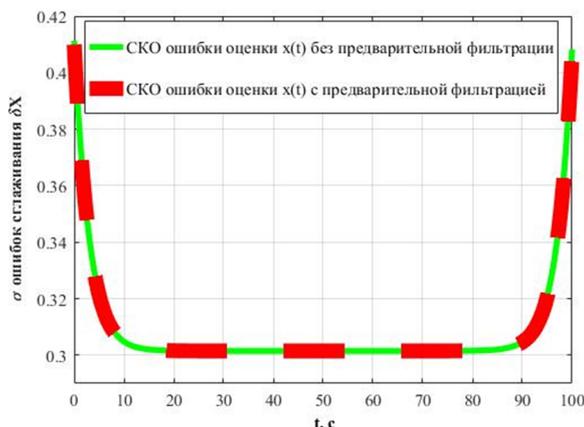


Рисунок 5. СКО погрешности оценивания оптимального сглаживания по измерениям с предварительной фильтрацией и без нее.

Наряду с вопросом о физической реализуемости фильтра (2), стоит также вопрос о требовании к вычислителю, т.е. дискретизации по уровню и частоте для обеспечения возможности построения оптимального фильтра при больших постоянных времени ПФ. Следует отметить, что задача может быть рассмотрена с использованием калмановского подхода [4,5]. В частности, формирующий фильтр и измерения для рассматриваемого примера запишутся в виде:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= -ax(t) + \sqrt{2\sigma^2}aw(t), \\ \dot{z}(t) &= -bz(t) + x(t), \\ \tilde{y}(t) &= z(t), \end{aligned}$$

что приводит к задаче оценивания при отсутствии белого шума. Фильтр Калмана, построенный с использованием соотношений без обращения матриц, в этом случае зачастую оказываются неустойчивым. Это является еще одной особенностью рассматриваемой задачи. Однако, с использованием программного обеспечения [7] удалось получить расчётные СКО для фильтров Калмана, настроенных на решение рассматриваемых задач оценивания по измерениям $y(t)$ и $\tilde{y}(t)$. Как видно из рисунка 5, СКО совпадают, причем как для режима фильтрации, так и для режима сглаживания этой задачи на закрепленном интервале [4].

Заключение. Рассмотрена задача оптимального оценивания полезного сигнала по предварительно обработанным измерениям. Отмечается связь этой задачи с задачей синтеза фильтра при наличии неизменяемой части. Обсуждены особенности задачи, которые могут проявляться в возможной физической нереализуемости системы с результирующей передаточной функцией и необходимости решения задачи фильтрации при отсутствии белозумной составляющей ошибок измерений. Приведён пример численного моделирования такой задачи. Отмечается, что сами оценки и соответствующая им точность, полученные при использовании предварительно обработанных и необработанных измерений, в рассмотренном примере совпадают при достаточно большой постоянной времени предварительного фильтра.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ проект №18-08-01101

ЛИТЕРАТУРА

1. В. А. Бесекерский, А. А. Елисеев, А. В. Небылов и др. Радиоавтоматика. Учеб. пособие для студ. вузов спец. «Радиотехника» / Под ред. В. А. Бесекерского. М.: Высш. шк., 1985. 271 с.

2. B. Hajek. Random Processes for Engineers, Cambridge University Press, 2015. С. 268.
3. Купс EE 278: Introduction to Statistical Signal Processing, Stanford University, Lecture Notes 8: Random Processes in Linear Systems, онлайн доступ <https://web.stanford.edu/class/ee278/reading.html> 14.07.2020
4. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб: ГИЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 3е изд. 2017. 417 с.
5. **Степанов О.А.** Связь алгоритмов оптимальной стационарной фильтрации и сглаживания // Гироскопия и навигация. 2004. N 1. С.16–26.
6. **Цыпкин Я.З.** Основы теории автоматических систем. Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», М., 1977, 560 стр.
7. **Степанов О.А., Кошаев Д.А.** Универсальные Matlab-программы анализа потенциальной точности и чувствительности алгоритмов линейной нестационарной фильтрации // Гироскопия и навигация. 2004. N 2. С. 81–92

Приложение. Построение ЧХ оптимального фильтра.

Факторизуем $S_{\bar{y}}(\omega)$:

$$S_{\bar{y}}(\omega) = B(j\omega)S_y(\omega)B^*(j\omega) = B(j\omega)S_y^+(j\omega)S_y^-(j\omega)B^*(j\omega), \quad (\text{П.4})$$

где $B^*(j\omega)$ – комплексно-сопряженная к $B(j\omega)$ функция. Вследствие устойчивости ЧХ ПФ $B(j\omega)$ очевидно

$$S_{\bar{y}}^+(j\omega) = B(j\omega)S_y^+(j\omega), \quad S_{\bar{y}}^-(j\omega) = B^*(j\omega)S_y^-(j\omega). \quad (\text{П.5})$$

Отметим, что здесь для совместной СП справедливо [3,4]

$$S_{x\bar{y}}(\omega) = B^*(j\omega)S_x(\omega) \neq S_{\bar{y}x}(\omega) = B(j\omega)S_x(\omega). \quad (\text{П.6})$$

Эти соотношения следуют, в частности, из того, что кросскорреляционная функция $K_{x\bar{y}}(\tau)$ не обязательно является четной, однако всегда выполняется равенство $K_{x\bar{y}}(\tau) = K_{\bar{y}x}(-\tau)$. Тогда:

$$\frac{S_{x\bar{y}}(\omega)}{S_{\bar{y}}^-(j\omega)} = \frac{B^*(j\omega)S_x(\omega)}{S_y^-(j\omega)B^*(j\omega)} = \frac{S_x(\omega)}{S_y^-(j\omega)}, \quad (\text{П.7})$$

После сепарации для оптимального реализуемого фильтра получаем

$$W(j\omega) = \frac{1}{B(j\omega)S_y^+(\omega)} \left[\frac{S_x(\omega)}{S_y^-(\omega)} \right]_+ = B^{-1}(j\omega)W_0(j\omega) \quad (\text{П.8})$$

Вследствие выполнения (П.7) соотношение (2), вероятно, справедливо и для алгоритмов сглаживания.

УДК 681.51

А.М. ИСАЕВ

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

Д.П. ИВАНОВ

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

В. А. ТУПЫСЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения)

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЛИНЕАРИЗОВАННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНОВСКОГО ТИПА ПРИ НЕЛИНЕЙНОСТИ В УРАВНЕНИЯХ ДИНАМИКИ

Рассмотрены особенности применения линеаризованного фильтра калмановского типа при нелинейностях в уравнениях динамики на примере задачи идентификации неизвестных параметров модели ухода гироскопа.

Введение. В современных навигационных комплексах широкое распространение получили стохастические методы обработки информации, в частности, методы калмановской фильтрации. Преимущество этих методов заключается в использовании легко реализуемых рекуррентных процедур для выработки навигационных параметров, а также матрицы, рассчитываемой в ковариационном канале фильтра и используемой в качестве меры точности выработанных навигационных параметров. Следует, однако, отметить, что эффективность таких фильтров существенно зависит от точности описания поведения динамической системы и процесса измерений. На практике при решении задач оценивания следует иметь в виду, что требование линейности моделей измерений и моделей, описывающих поведение динамической системы в большинстве случаев, не выполняется. В частности, при решении навигационных задач нелинейными оказываются как уравнения динамики, так и уравнения измерений. Как правило, предполагается, что нелинейностью уравнений динамики можно пренебречь, при этом для обработки нелинейных измерений предложены различные алгоритмы решения задач оценивания той или иной степени сложности: нелинейные алгоритмы оптимального оценивания [8,9], полиномиальные алгоритмы [10], фильтры калмановского типа [4,13]. В рамках представленной работы проверяется эффективность линеаризованного фильтра калмановского типа в случае, когда нелинейность содержится в уравнениях динамики, а уравнения измерений линейны. В качестве примера рассматривается задача идентификации параметров марковского процесса первого порядка, используемого для описания ухода гироскопа. Данная работа является уточнением результатов подхода, рассмотренного в [12].

Идентификация параметров модели ухода гироскопа. Рассмотрим модель ухода гироскопа, имеющую вид:

$$\varepsilon(k) = (1 - \alpha(k))\varepsilon(k-1) + \sqrt{2\sigma^2\alpha\Delta t}\xi, \quad (1)$$

где $X(0) \in N(\bar{X}, \sigma^2)$, ξ – белый шум единичной интенсивности.

При этом в дискретные моменты времени проводятся линейные измерения

$$Y(k) = \varepsilon(k) + v(k), \quad (2)$$

где $v(k) \in N\{0, R(k)\}$.

В моделях (1), (2) параметры $w(k)$, $v(k)$, $\varepsilon(0)$, $\alpha(0)$ предполагаются гауссовскими и независимыми, $\alpha(k) = \alpha(k-1)$, при этом ставится задача одновременной оценки векторов $\varepsilon(k)$, $\alpha(k)$ при использовании линеаризованного фильтра калмановского типа на всей совокупности измерений (2).

Суть подхода использования фильтров калмановского типа заключается в представлении оцениваемых параметров в виде:

$$\varepsilon(k) = \varepsilon_0(k) + \Delta\varepsilon(k), \quad \alpha(k) = \alpha_0(k) + \Delta\alpha(k) \quad (3)$$

и разложении в ряд (1) относительно точек $\alpha_0, \varepsilon_0, \xi_0 = 0$ с точностью до членов второго порядка малости.

$$\varepsilon_0(k) + \Delta\varepsilon(k) = (1 - \alpha_0(k)\Delta t)\varepsilon_0(k-1) + (1 - \alpha_0(k)\Delta t)\Delta\varepsilon(k-1) - \Delta\alpha(k-1)\varepsilon_0(k-1) + \Delta t\sqrt{2\sigma^2\alpha_0}\xi + B(k) - B(k) \quad (4)$$

В уравнении (4) в соответствии с подходом, рассмотренным в [12], мы добавляем и вычитаем одно и то же слагаемое $B(k)$, не позволяющее точке линеаризации принимать нулевые значения, что дает возможность оценивать неизвестные параметры в течение всего времени наблюдения.

Полагая, что поведение вектора $\varepsilon_0(k)$ определяется уравнением

$$\varepsilon_0(k) = (1 - \alpha_0(k)\Delta t)\varepsilon_0(k-1) + B(k), \quad (5)$$

поведение вектора $\Delta\varepsilon(k)$ будет определяться уравнением

$$\Delta\varepsilon(k) = (1 - \alpha_0(k)\Delta t)\Delta\varepsilon(k-1) - \Delta\alpha(k-1)\varepsilon_0(k-1) + \Delta t\sqrt{2\sigma^2\alpha_0}\xi - B(k). \quad (6)$$

Введём вектор состояния $X_P(k) = \begin{bmatrix} \varepsilon_0(k) \\ \alpha(k) \end{bmatrix}$.

Тогда уравнение для расчета точек линеаризации примет вид:

$$X_{0P}(k) = \begin{bmatrix} \varepsilon_0(k) \\ \alpha(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - \alpha_0(k)\Delta t & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_0(k-1) \\ \alpha_0(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B(k) \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Можно записать следующее уравнение для вариации вектора:

$$\Delta X_P(k) = \begin{bmatrix} \Delta\varepsilon(k) \\ \Delta\alpha(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - \alpha_0(k)\Delta t & -\varepsilon_0(k)\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varepsilon(k-1) \\ \Delta\alpha(k-1) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B(k) \\ 0 \end{bmatrix} + \Delta t\sqrt{2\sigma^2\alpha_0}\xi. \quad (8)$$

Поведение неизвестных параметров может быть описано уравнением:

$$X_P(k) = \begin{bmatrix} \varepsilon(k) \\ \alpha(k) \end{bmatrix} = X_{0P}(k) + \Delta X_P(k) = \begin{bmatrix} 1 - \alpha_0(k)\Delta t & -\varepsilon_0(k)\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon(k-1) \\ \alpha(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_0(k) \\ \alpha_0(k) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 1 - \alpha_0(k)\Delta t & -\varepsilon_0(k)\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_0(k-1) \\ \alpha_0(k-1) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B(k) \\ 0 \end{bmatrix} + \Delta t\sqrt{2\sigma^2\alpha_0}\xi. \quad (9)$$

Таким образом, задача определения параметров сводится к решению задачи оценивания вектора $X_P(k)$ по измерениям

$$Y(k) = H_P X_P(k) + v(k), \quad (10)$$

где $H_P = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}$.

Результаты моделирования. При моделировании использованы параметры [12]: $\alpha=0,00055\text{с}^{-1}$, что соответствует интервалу корреляции $\tau = 1/\alpha = 30$ мин. Время наблюдения за процессом 10 ч., шаг дискретизации $\Delta t=1$ с. Модель измерений имела вид (10). Систематическая ошибка ухода гироскопа $\sigma = 0,01^\circ/\text{ч}$, $R = 0,1\sigma$.

На рис.1 (а, б) представлены графики ошибок оценок $e_\alpha = \hat{\alpha} - \alpha$, $e_\varepsilon = \hat{\varepsilon} - \varepsilon$ (сплошная линия) и среднеквадратическое отклонение (СКО) параметров α , ε (пунктирная линия, соответствующая утроенному значению СКО, рассчитанного в ковариационном канале фильтра). Из графиков следует, что ошибка оценки не превышает значений 3σ .

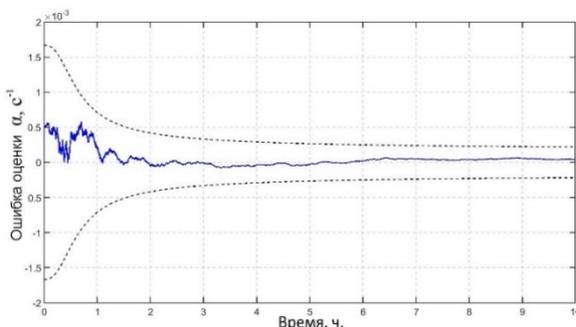


Рис.1(а). График ошибки оценки параметра α

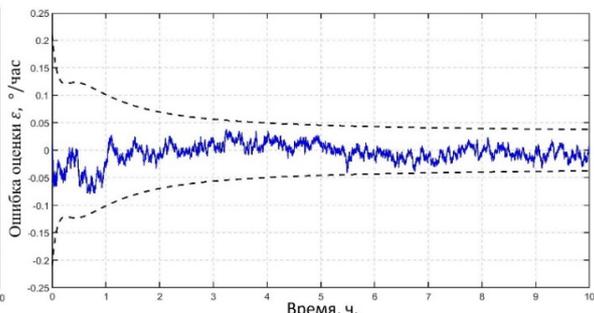


Рис.1(б). График ошибки оценки параметра ε

Заключение. В работе рассмотрены особенности реализации линеаризованного фильтра калмановского типа. Моделирование, проведенное для задачи идентификации параметров мо-

дели ухода гироскопа, показало хорошее соответствие ошибки оценки и СКО, рассчитываемой в ковариационном канале фильтра, что подтверждает высокую эффективность оценивания.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ № 18-08-01261А

ЛИТЕРАТУРА

1. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. Издание 3-е. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003. 370 с.
2. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1: Введение в теорию оценивания. СПб: ГИЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 496 с.
3. **Li, X.R. and Jilkov, V.P.** A survey of maneuvering target tracking: Approximation techniques for nonlinear filtering. *Proc. SPIE Conference on Signal and Data Processing of Small Targets*. 2004. Pp. 537-550.
4. **Дмитриев С.П., Шимелевич Л.И.** Нелинейные задачи обработки навигационной информации. Л.: ЦНИИ «Румб», 1977. 87 с.
5. **Моторин А.В., Степанов О.А.** Сравнение методов идентификации моделей ошибок датчиков, основанных на вариациях Аллана и алгоритмах нелинейной фильтрации // Материалы XXI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 98–103.
6. **Тупысев В. А., Круглова Н. Д., Моторин А.В.** Субоптимальные алгоритмы идентификации погрешностей навигационных датчиков, описываемых марковским процессом // Гироскопия и навигация Том. 24, № 3 (94), 2016. С. 55–62. DOI: 10.17285/0869-7035.2016.24.2.056-067.
7. **Sarkka, Simo** (2013). *Bayesian Filtering and Smoothing*. Cambridge University Press. – 252 p.
8. **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.
9. **Simon D.** Optimal State Estimation. Kalman, H_{∞} , and Nonlinear approaches, A John Wiley & Sons, Inc., 2006, 550 p
10. **Басин М.В.** Среднеквадратическая фильтрация полиномиальных стохастических систем с мультипликативным шумом. // Автоматика и телемеханика. 2016. №2. С. 69–93.
11. **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.
12. **Иванов Д.П., Литвиненко Ю.А.** Сравнение субоптимальных алгоритмов определения неизвестных параметров модели ухода гироскопа // Материалы юбилейной XX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2018.
13. **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.

УДК 681.51, 517.977

А. С. САМОХИН

(Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова;
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН)

М. А. САМОХИНА

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

**ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ПЛОСКОЙ ЗАДАЧИ ПОСТРОЕНИЯ КАРТЫ
ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНЫХ ПУТЕЙ ПРЕОДОЛЕНИЯ ЗОНЫ СЕНСОРОВ**

Рассматривается задача построения локально оптимальных путей в конфликтной среде на плоскости. Конфликтная среда представлена фиксированным количеством сенсоров. Приводится методика решения задачи оптимизации непрямыми методами и результаты численного моделирования.

Введение. За более чем 15 лет сформировался класс задач управления подвижными объектами в конфликтной среде (Path Planning in the Threat Environment), см. [1] и библиографию к ней. В литературе рассматриваются задачи уклонения подвижного объекта от конфликтующих объектов, представленных сенсорами и детекторами. При этом предполагается, что местоположение угрозы и её воздействие подвижному объекту известны, и выбор его маршрута и параметров движения осуществляется таким образом, чтобы минимизировать негативное воздействие конфликтной среды. В работах [2-3] получены аналитические решения для оптимальных режимов скорости движения в задачах с одним сенсором в плоских постановках. В работе [1] численно смоделированы решения для оптимальных режимов скорости в задачах с несколькими конфликтующими объектами на основе алгоритма Дейкстры.

В настоящей работе рассматривается задача построения локально оптимальных путей в конфликтной среде на плоскости. Конфликтная среда представлена фиксированным количеством N сенсоров. Предполагается, что отношение сигнал/помеха на входах приемных систем сенсоров мало в течение всего времени движения объекта по маршруту, поэтому оптимизируется интегральный функционал, называемый риском [4].

Постановка задачи. Уклоняющийся объект, представляющий собой материальную точку, управляется так, чтобы минимизировать функционал $I = \int_0^T \left(\sum_{i=1}^N q_i \frac{v^2}{r_i^2} \right) dt$, зависящий от величины вектора скорости точки v , расстояний до каждого из сенсоров r_i и весовых коэффициентов влияния сенсоров q_i , перемещение осуществляется за фиксированное время T . Поля сенсоров круговые. Управление осуществляется вектором скорости. Скорость материальной точки ограничена v_{\max} . Точки старта и финиша заданы, без ограничения общности считается, что уклоняющийся объект перемещается из точки $(0,0)$ в точку с координатами $(0,1)$.

Метод решения. Данная задача исследуется с использованием принципа максимума Л.С. Понтрягина. На основе анализа системы необходимых условий оптимальности [5] решение исходной задачи минимизации сводится к решению краевой задачи:

$$\begin{cases} \dot{x} = v \frac{p_x}{\|p\|}, \dot{p}_x = -\sum_{i=1}^N q_i \frac{v^2 \cdot 2(x-a_i)}{\left((x-a_i)^2 + (y-b_i)^2\right)^2}, \\ \dot{y} = v \frac{p_y}{\|p\|}, \dot{p}_y = -\sum_{i=1}^N q_i \frac{v^2 \cdot 2(y-b_i)}{\left((x-a_i)^2 + (y-b_i)^2\right)^2}, \text{ где } v = \min \left(\frac{\|p\|}{\sum_{i=1}^N \frac{q_i}{(x-a_i)^2 + (y-b_i)^2}}, v_{\max} \right), \\ x(0) = -a, y(0) = 0, x(T) = a, y(T) = 1, \end{cases} \quad (1)$$

где (x, y) – координаты уклоняющегося объекта, (a_i, b_i) – координаты i -го сенсора, p_x и p_y – сопряжённые переменные, $\|p\| = \sqrt{p_x^2 + p_y^2}$. Для решения краевой задачи (1) применяется метод стрельбы [6] по двум параметрам, – вектору, сонаправленному вектору скорости, (p_x, p_y) в начальный момент времени, с использованием модифицированного метода Ньютона. Серия задач Коши в методе Ньютона решается численно явным методом Рунге-Кутты 8-го порядка DOPRI8, основанным на расчётных формулах Дормана-Принса с автоматическим выбором шага за счёт контроля максимально допустимой локальной погрешности на шаге при помощи сравнения результатов интегрирования на текущем отрезке методами 7 и 8 порядка точности [7]. Авторами реализован соответствующий программный комплекс на языке С для построения экстремалей Понтрягина.

Результаты. В результате численного моделирования построены карты оптимальных путей для различных расположений сенсоров, выписаны лучшие по функционалу решения, проведены параметрические исследования. Расчёты проводились с количеством сенсоров от 1 до 7.

В качестве примера на Рис. 1 построена карта локально-оптимальных путей для 5 сенсоров с $q_i = 1, i = 1..5, T = 5, v_{\max} = 0,5$. Всего найдено 10 различных экстремалей без полных оборотов вокруг сенсоров. Характеристики найденных экстремалей, а именно векторы параметров пристрелки и значения функционала приведены в Таблице 1.

Таблица 1

Найденные экстремали

Номер	$p_x(0)$	$p_y(0)$	I	Номер	$p_x(0)$	$p_y(0)$	I
1	3,359012	2,357985	82,18	6	-4,906450	8,809888	375,36
2	6,515602	-0,043436	97,08	7	-6,524636	-3,494214	435,69
3	-0,900268	4,572401	220,06	8	-16,284781	-3,841806	444,37
4	-1,693138	4,940006	229,59	9	-9,773760	-3,254704	664,31
5	-6,068736	-3,624427	297,81	10	5,327898	4,923615	785,12

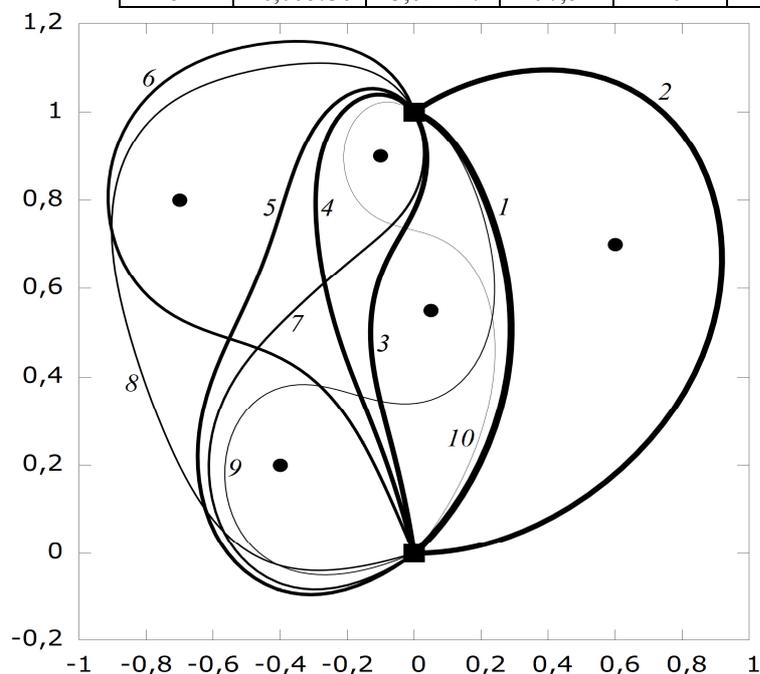


Рис. 1. Карта локально оптимальных путей в случае 5 сенсоров с координатами $(-0,4, 0,2)$, $(0,05, 0,55)$, $(0,6, 0,7)$, $(-0,7, 0,8)$, $(-0,1, 0,9)$, обозначенных кругами; квадратами обозначены точки старта и финиша уклоняющегося объекта; экстремалиам Понтрягина с лучшим значениями функционала соответствуют более толстые кривые путей с меньшим номером

Заключение. Для решения задачи планирования маршрута в конфликтной среде на плоскости разработана методика на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина, которая позволяет численно строить карты локально-оптимальных путей для заданных конфигураций сенсоров.

В связи с широким применением беспилотных аппаратов для предотвращения несанкционированного доступа на охраняемую территорию работа допускает развитие. В том числе актуальна обратная задача: оптимизация расстановки в охраняемой области конфликтующих объектов таким образом, чтобы уменьшить скрытность уклоняющегося объекта.

Работа выполнена при поддержке программы президиума РАН №7.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Абрамянц Т.Г., Галяев А.А., Маслов Е.П., Рудько И.М., В.П. Яхно.** Уклонение подвижного объекта в конфликтной среде от обнаружения системой разнородных наблюдателей // Управление подвижными объектами и навигация. 2015. № 2. С. 31–37.
2. **Галяев А.А., Маслов Е.П., Рубинович Е.Я.** Об одной задаче управления движением объекта в конфликтной среде // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2009. № 3. С. 134–140.
3. **Галяев А.А., Маслов Е.П.** Оптимизация законов уклонения подвижного объекта от обнаружения // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2010. № 4. С. 52–62.
4. Сысоев Л.П. Критерий вероятности обнаружения на траектории в задаче управления движением объекта в конфликтной среде // Проблемы управления. 2010. № 6. С. 65–72.
5. **Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.** Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.
6. **Григорьев И.С.** Методическое пособие по численным методам решения краевых задач принципа максимума в задачах оптимального управления. М.: Изд-во Центра прикладных исследований при механико-математическом факультете МГУ, 2005. 159 с.
7. **Хайрер Э., Нёрсетт С.П., Ваннер Г.** Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. М.: Мир, 1989. 512 с.

A.S.Samokhin, M.A.Samokhina (ICS RAS, Moscow; MSU, Moscow). **Numerical solution of the plane problem of building a local-optimal ways map to overcome the sensor zone**

The problem of constructing all locally optimal paths in a conflict environment on a plane is considered. The conflict environment is represented by a fixed number of sensors. The technique of solving optimization problems by indirect methods and the results of numerical modeling are presented.

УДК 681.2.088

А. С. НОСОВ

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

АНАЛИЗ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ АБСОЛЮТНОГО И ОТНОСИТЕЛЬНОГО ГРАВИМЕТРОВ В УСЛОВИЯХ ПОДВИЖНОГО ОСНОВАНИЯ

Проведен анализ погрешностей гравиметрических измерений абсолютного и относительного гравиметров, порожденных рассинхронизацией их часов. Получены численные оценки, определяющие требования к точности синхронизации часов при типичных условиях гравиметрических работ в океанской зоне.

Введение. Для решения многих фундаментальных и прикладных геофизических задач, таких как определение фигуры Земли и поиск полезных ископаемых, необходимо знание значений поля ускорения силы тяжести с высокой точностью [1–3]. В настоящее время для измерений этого поля широко применяются наземные, морские, авиационные и космические носители гравиметрической аппаратуры [4–6]. Морские занимают среди них особое место, так как с их помощью удается достичь высокой точности и пространственного разрешения гравиметрических измерений при больших площадях выполняемых работ.

В связи с высокими динамическими воздействиями, которым подвергаются суда, морские гравиметрические работы обычно выполняются гиросtabilизированными относительными гравиметрами. Такие приборы измеряют приращение ускорения силы тяжести относительного берегового опорного гравиметрического пункта, где значение ускорения силы тяжести определено с высокой точностью. Известно, что относительные гравиметры подвержены смещению нуль-пункта, который для современных измерителей лежит в диапазоне 0.1 – 1.5 мГал/сут. [4; 7]. Погрешности определения смещения нуль-пункта и его нелинейность являются одним из существенных факторов, ограничивающих точность и продолжительность морских съёмов. Кроме того, неопределенность смещения нуль-пункта затрудняет совместный анализ гравиметрических данных из различных источников.

Для преодоления указанного недостатка в работе [8] была предложена концепция построения и макет морского интегрированного гравиметрического комплекса, включающего относительный и абсолютный гравиметр. Экспериментально подтверждено, что при стабилизации макета комплекса на неподвижном или слабо качающемся основании совместное использование измерений относительного и абсолютного гравиметров позволяет определить абсолютное значение ускорения силы тяжести, которое может быть использовано для уточнения нуль-пункта относительного гравиметра [8]. Вместе с тем работа в реальных условиях предполагает наличие высокоточной синхронизации часов абсолютного и относительного гравиметров. При быстроменяющихся значениях кажущегося ускорения, порождённых морской качкой, даже небольшие погрешности синхронизации приводят к значительным погрешностям измерений, что существенно снижает эффективность работы комплекса.

Целью настоящей работы является анализ погрешностей гравиметрических измерений в интегрированном комплексе, порожденных рассинхронизацией часов гравиметров.

Постановка задачи. Будем считать, что гравиметрический комплекс расположен на объекте, который подвержен влиянию качки. Объект при этом неподвижен в горизонтальной плоскости, то есть значение ускорения силы тяжести не меняется, а эффект Этвеша равен нулю. Для простоты также введем допущения, что измерения абсолютного и относительного гравиметров выполняются мгновенно, а погрешности стабилизации пренебрежимо малы. С учетом сделанных предположений для описания измерений гравиметров введем модель [9]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = x_3, \\ \dot{x}_3 = -a_3x_1 - a_2x_2 - a_1x_3 + q_0W_0, \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{x}_4 = 0, \\ \dot{x}_5 = x_6, \\ \dot{x}_6 = 0, \end{cases} \quad (1)$$

в которой компоненты $x_1 - x_3$ описывают вертикальное перемещение, скорость и ускорение соответственно, x_4 – постоянное значение ускорения силы тяжести, $x_5 - x_6$ – нуль-пункт и

смещение нуля-пункта относительного гравиметра, $a_3 = (\lambda^2 + \mu^2)\gamma$; $a_2 = \lambda^2 + \mu^2 + 2\mu\gamma$; $a_1 = 2\mu + \gamma$; $q_s = \sigma_s \sqrt{2a_3(a_1a_2 - a_3)}/a_1$, w_s – порождающий белый шум единичной интенсивности; σ_s – среднее квадратическое значение вертикальных перемещений x_4 , λ – преобладающая частота качки, $\mu = \lambda/3$ – коэффициент нерегулярности волнения, γ – безразмерный коэффициент.

С учетом введенной модели, дискретные измерения относительного и абсолютного гравиметров в моменты времени t_i, t_j можно записать в виде (2) и (3) соответственно:

$$y_r(t_i) = x_4(t_i) + x_3(t_i) + x_5(t_i) + v_r(t_i), \quad (2)$$

$$y_a(t_j) = x_4(t_j) + x_3(t_j) + v_a(t_j), \quad (3)$$

где v_r, v_a – дискретные белозумные инструментальные погрешности гравиметров с известной дисперсией, $i = \overline{0 \dots I}$, $j = \overline{0 \dots J}$, $I > J$.

Таким образом, задача уточнения нуля-пункта сводится к оцениванию компонент $x_5 - x_6$ в модели (1) по измерениям (2), (3), и может быть легко решена с использованием фильтра Калмана [10]. Нетрудно заметить, что приведенная выше постановка задачи, в случае когда $t_j \in t_i$, может быть преобразована к инвариантному виду, путем формирования разностных измерений и исключения компонент, описывающих вертикальные перемещения [9].

Анализ погрешностей измерений. Из анализа модели (1) и уравнений измерений (2), (3) можно сделать вывод, что точность оценивания нуля-пункта существенным образом зависит от точности прогноза значений кажущегося ускорения, которое действует на абсолютный гравиметр в моменты измерений t_j . Предположим, что при фиксации моментов времени измерений в абсолютном гравиметре присутствует погрешность часов Δt и, таким образом, прогноз кажущегося ускорения рассчитывается для моментов времени $t_e = t_j + \Delta t$. Погрешность прогноза v_s в этом случае, будет определяться, в том числе, уровнем изменчивости кажущегося ускорения за время Δt . Для простоты будем считать рассматриваемую погрешность белозумной и отнесем ее к дополнительной инструментальной погрешности абсолютного гравиметра. В этом случае СКО погрешности σ_s можно представить в виде:

$$\sigma_s = \sigma_a \Delta t, \quad (4)$$

где σ_a – среднее квадратическое значение рывка (производной ускорения). Так как уравнение рывка не входит в явном виде в модель (1), соответствующие значения получим с помощью численного дифференцирования реализаций качки, полученных с использованием модели (1) и набора ее параметров.

На рис. 1 приведены графики зависимости уровня ускорений и рывка от параметров качки.

Полученные результаты подтверждают интуитивные представления о свойствах рассматриваемых динамических воздействий: среднее квадратическое значение как ускорений, так и рывка возрастают при уменьшении периода волнения и увеличении его амплитуды.

Для анализа погрешности измерений v_s , порожденной рассинхронизацией часов гравиметров, зафиксируем период волнения на уровне 7 с. Он характерен для океанографических исследовательских судов с водоизмещением 4–6 тысяч тонн. В результате, с использованием полученных выше значений рывка, нетрудно вычислить искомые СКО погрешностей, представленные на рис. 2.

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод о том, что для получения приемлемой точности измерений абсолютных значений ускорения силы тяжести (СКО погрешности одиночных измерений менее 1 мГал) требуется обеспечить синхронизацию часов гравиметров на уровне 10^{-4} с. При точности синхронизации 10^{-3} с измерения целесообразно производить только в условиях полного штиля. Точность синхронизации хуже 10^{-2} с не обеспечивает уточнение нуля-пункта за приемлемое время измерений (3 часа).

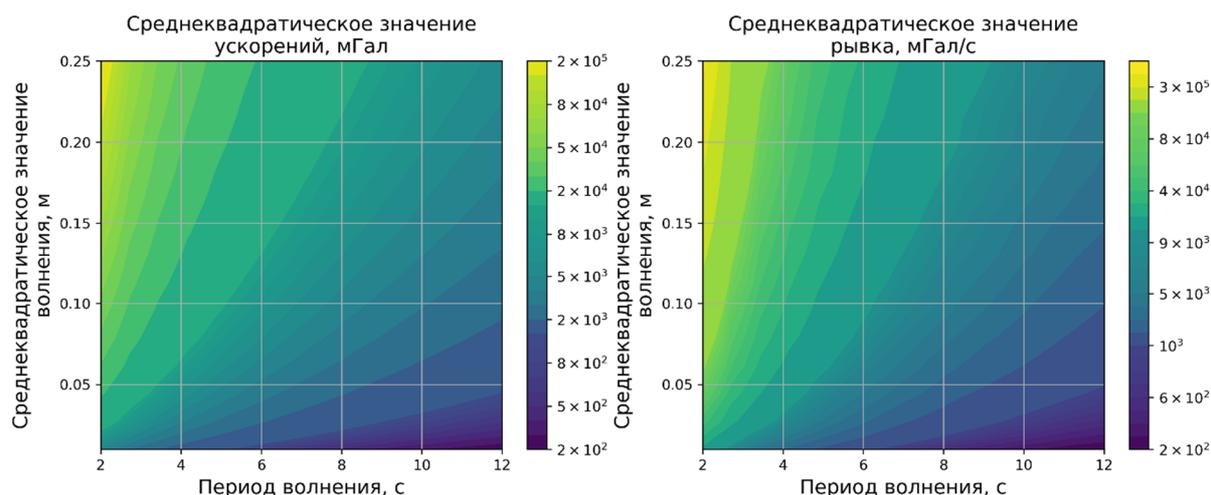


Рис. 1. Зависимость уровня ускорений и рывка от параметров качки

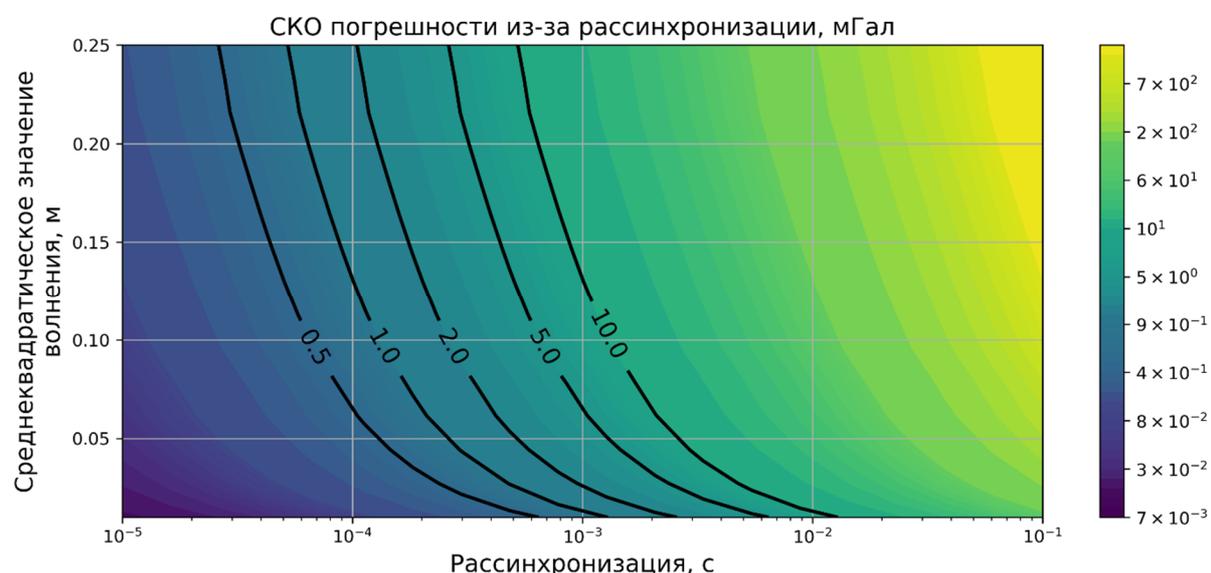


Рис. 2. Зависимость погрешности рассинхронизации от уровня волнения при периоде качки 8 с

Заключение. В работе проведен анализ погрешностей гравиметрических измерений интегрированного комплекса, порожденных рассинхронизацией часов абсолютного и относительного гравиметров. Показано, что высокоточная синхронизация часов абсолютного и относительного гравиметров играет одну из ключевых ролей в обеспечении эффективной работы гравиметрического комплекса. Полученные численные оценки необходимой точности синхронизации часов могут быть использованы при уточнении методики выполнения морских гравиметрических работ с использованием интегрированного комплекса.

Исследование выполнено при поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 18-19-00627)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Елагин А.В.** Теория фигуры Земли. Новосибирск: СГТА, 2012. 174 с.
2. **Torge, J. Müller.** Geodesy / W. Berlin, Boston: De Gruyter, 2012. 434 p.
3. **Ю.В. Болотин, В.С. Вязьмин, А.А. Голован.** Векторная аэрогравиметрия на основе бескарданных инерциальных навигационных систем: некоторые подходы к определению аномалии силы тяжести // Материалы 9-й Российской мультиконференции по проблемам управления. 2016. С. 354–365.
4. 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.

5. **Болотин Ю.В., Вязьмин В.С.** Методы L2 и минимаксного оценивания в задаче определения аномалии силы тяжести по данным аэрогравиметрии с использованием сферического вейвлет-разложения // Гирскопия и навигация. 2015. № 3. С. 82–94.
6. **Пешехонов В.Г., Соколов А.В., Краснов А.А.** Современное состояние и перспективы развития отечественной морской гравиметрии // 11-я Российская мультиконференция по проблемам управления. Санкт-Петербург: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 6–16.
7. P. Vaníček, R. Kingdon. Gravimetry // Reference Module in Earth Systems and Environmental Sciences. Elsevier, 2015. P. 11.
8. **Соколов А.В., Краснов А.А., Алексеенко А.С., Стусь Ю.Ф., Назаров Е.О., Сизиков И.С.** Опыт измерения абсолютного значения силы тяжести на подвижном основании // Гирскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 2 (97). С. 77–88.
9. **Кошаев Д.А., Моторин А.В., Степанов О.А.** Анализ эффективности использования спутниковых измерений при определении аномалий силы тяжести на море // XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. С. 282–287.
10. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. СПб: Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, 2017. 198 с.

Е. А. РЫБАКОВ

(Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических
и радиотехнических измерений, Менделеево)

Р.У. ТИТОВ

(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ ПО ГРАВИТАЦИОННОМУ ПОЛЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОРТОГОНАЛЬНОГО РАЗЛОЖЕНИЯ ХААРА

Предлагается решение задачи навигации по гравитационному полю посредством ортогонального разложения измеренных и заданных картой реализаций поля. Приводятся результаты моделирования, иллюстрирующие работоспособность предлагаемого метода. Проводится сравнение полученных оценок с оптимальными по критерию минимума дисперсии ошибки.

Введение. Хорошо известно, что глобальные навигационные спутниковые системы в ряде случаев не обеспечивают решения навигационной задачи, например, в туннелях, каньонах, под землей и под водой [1]. Кроме того, спутниковые системы не работоспособны в условиях преднамеренных и непреднамеренных помех, в том числе изменения мощности сигналов космических аппаратов вплоть до полного их отключения [2]. В этой связи сохраняется актуальность разработки альтернативных систем навигации. Один из вариантов построения таких систем основан на использовании информации о различных геофизических полях (ГФП), в частности, о гравитационном поле, что обеспечивает работоспособность систем в том числе и под водой [3-7]. В настоящее время предложен широкий спектр алгоритмов навигации по геофизическим полям, основанных на сопоставлении измеренных и вычисленных с использованием карты реализаций полей [3-9], однако вопрос построения экономичных в вычислительном отношении алгоритмов сохраняет свою актуальность.

Один из вариантов построения экономичных алгоритмов основан на предварительной обработке исходных измерений, например, путем предварительного решения задачи сглаживания [9]. В настоящей работе предлагается вариант решения задачи навигации, в котором предварительная обработка осуществляется путем ортогонального разложения измеренных реализаций поля. При сопоставлении аналогичному преобразованию подвергаются и реализации, вычисляемые по данным карты, что создает предпосылки снизить вычислительные затраты при синтезе алгоритмов. В докладе применительно к простейшему примеру решения задачи навигации по данным о гравитационном поле описывается такой алгоритм и путем моделирования иллюстрируется его работоспособность.

Постановка задачи. Рассмотрим следующую простейшую постановку задачи навигации по ГФП [4]. Предположим, что подвижный объект передвигается с известной постоянной скоростью V из начальной точки x_0 , одна из составляющих координат которой неизвестна, т.е.

$$x_i = x_0 + Vt_i, i = \overline{0, m}, \quad (1)$$

где t_i - время от начала решения задачи.

Считаем, что на борту объекта есть датчик поля, измеряющий его значения с интервалом $\Delta t = t_i - t_{i-1}$, и его измерения можно представить в виде:

$$g_i = g(x_i) + n_i, i = \overline{0, m}, \quad (2)$$

где $g(x_i)$ - функция, заданная с помощью карты и описывающая изменение значений поля в зависимости от пространственной координаты; $m+1$ - общее число измерений; $n_i = d + v_i$ - ошибки измерения, представляющие собой сумму независимых между собой центрированной гауссовской случайной величины d с дисперсией σ_d^2 и дискретного белого шума v_i с дисперсией r^2 .

Полагаем, что карта задана на маршруте длиной L в узлах равномерной сетки с шагом ΔL_{grid} . Считается, что значения поля в узлах заданы без ошибок. Значения поля между узлами

вычисляются с использованием кубической интерполяции. Пример такой карты приведен на рисунке 1.

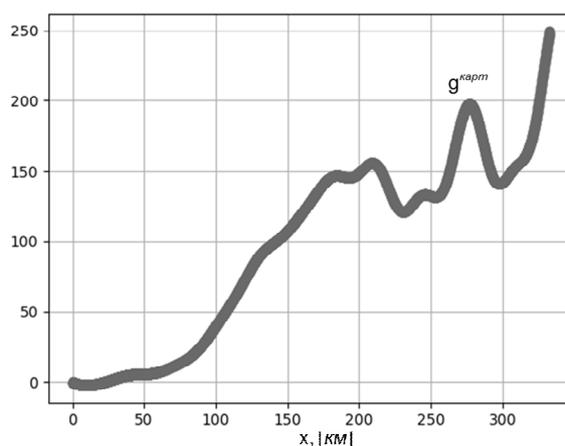


Рис.1. Приращения ускорения свободного падения (УСП) по маршруту

Суть задачи можно свести к определению значения x_0 с использованием модели движения (1), карты и набора измерений $G_m^{uzm} = [g_0^{uzm}, \dots, g_m^{uzm}]$.

Оптимальный алгоритм. Представим x_0 как равномерно распределенную случайную величину с математическим ожиданием \bar{x}_0 , которую можно представить в виде

$$x_0 = \bar{x}_0 + \Delta x, \quad (3)$$

где Δx — центрированная равномерно распределенная в интервале $[-\Delta x_{\max}, \Delta x_{\max}]$ случайная величина. При заданных условиях (1), (2) и сделанных предположениях (3) можно записать функцию правдоподобия для Δx [4]:

$$p(G_m^{uzm} / \Delta x) = \exp \left\{ -\frac{1}{2r^2} \left[\sum_{i=0}^m [g_i^{uzm} - g^{карта}(\Delta x_i)]^2 - \frac{\sigma_d^2}{(m+1)\sigma_d^2 + r^2} \left(\sum_{i=0}^m [g_i^{uzm} - g^{карта}(\Delta x_i)] \right)^2 \right] \right\}, \quad (4)$$

Оптимальная с точки зрения максимума апостериорной вероятности оценка Δx (здесь должно быть $\Delta \hat{x}_m$?) будет соответствовать аргументу максимума функции (4), учитывая равномерный вид априорной плотности распределения [4]. При одноэкстремальном и симметричном характере функции (4) эта же оценка будет оптимальной в среднеквадратическом смысле, т.е. \mp -е будет минимизировать дисперсию ошибки оценки: $\sigma_{\Delta x}^2 = M \{ (\Delta x - \Delta \hat{x}_m)^2 \}$ [4]. В работе использовался алгоритм, основанный на вычислении функции (4) и поиске ее максимума. Как показало проведенное моделирование, соответствующая ему точность в рассматриваемом примере практически совпадает с точностью алгоритма, оптимального в среднеквадратическом смысле.

Рассмотрим далее упрощенный вариант получения оценки, основанный на ортогональном разложении Хаара и направленный на сокращение вычислительных затрат, точность которого сопоставим с точностью оптимального алгоритма.

Отметим, что с целью исключения влияния систематической составляющей ошибки при построении алгоритма используются приращения поля, например, относительно первой точки измерения.

Алгоритм с использованием разложения Хаара. Суть рассматриваемого алгоритма заключается не в прямом сравнении измерений с картой, как в (4), а в предварительной их обработке с использованием ортогонального разложения Хаара и использования уже обработанных измерений для определения координат согласно модели, полученной на этапе предварительной обработки карты. Подготовительный этап обработки карты осуществляется аналогично с применением ортогонального разложения Хаара. Таким образом, предлагаемый алгоритм решения задачи разделяется на два этапа: *подготовительный и этап навигации*

Подготовительный этап с использованием данных карты.

Этот этап предполагает предварительную подготовку карты, т.е. расчет ее коэффициентов разложения Хаара в области поиска и получение модели, устанавливающей правила сопоставления полученных коэффициентов разложения непосредственно с координатами.

1) Обозначим узлы карты, попадающие в область поиска $[\bar{x}_0 - \Delta x_{\max}, \bar{x}_0 + \Delta x_{\max}]$, как x_j , $j = 1, \dots, n$.

2) Для каждого такого узла карты x_j формируются векторы $X_j = [x_j + Vt_0, \dots, x_j + Vt_m]$ и соответствующие им приращения УСП по данным карт:

$$\tilde{G}_j^{карм} = [\tilde{g}^{карм}(x_j + Vt_1), \dots, \tilde{g}^{карм}(x_j + Vt_i), \dots, \tilde{g}^{карм}(x_j + Vt_m)],$$

где $\tilde{g}^{карм}(x_j + Vt_i) = g^{карм}(x_j + Vt_i) - g^{карм}(x_j + Vt_0)$ для всех $i = \overline{1, m}$.

3) Далее вычисляются коэффициенты разложения значений $G_j^{карм}$ для каждого вектора X_j по ортогональному базису F_K :

$$\mu_{jk} = \sum_{i=1}^m \tilde{g}^{карм}(x_j + Vt_i) f_k(x_j + Vt_i), k = \overline{1, K}, \quad (5)$$

где f_k – функции из ортогонального базиса $F_K = \{f_1, \dots, f_K\}$, K – количество функций базиса.

Выбор базиса во многом определяется тем, какую информацию необходимо обработать. В задачах выделения и идентификации локальных особенностей временного ряда наилучшим образом подходят ортогональные базисы Добеши и Хаара [11].

4) Будем считать, что значения коэффициентов (5), рассчитанных для каждого X_j относятся к начальной точке x_j из области поиска. Таким образом, каждая из этих точек характеризуется набором $M_{jk} = [\mu_{j1}, \dots, \mu_{jK}]$.

5) Построим функцию Ψ , устанавливающую соответствие между каждым набором параметров M_{jk} и координатами $x_j \in [\bar{x}_0 - \Delta x_{\max}, \bar{x}_0 + \Delta x_{\max}]$

$$\tilde{x}_j = \Psi(\theta, M_{jk}). \quad (6)$$

Функция Ψ в настоящей работе представляет собой алгоритм вида RandomForest («Случайный лес»). «Случайный лес» – это совокупность из $l = 1, \dots, L$ решающих деревьев, каждое из которых представляет собой иерархическую древовидную структуру, состоящую из «узлов» и «листьев» [6,7]. Для формирования конкретного l -ого решающего дерева предварительно задается его структура, определяемая количеством «узлов» и «листьев», затем путем обучения отыскивается набор коэффициентов θ^{l*} , определяющих правила перехода с одного уровня дерева на другой. Для обучения используются пары M_{jk} (вход), x_j (желаемый выход) $j = 1, \dots, n$ значений M_{jk} и соответствующих им координат x_j . Обучение осуществляется в соответствии с критерием и алгоритмом, описанным в [12], согласно которому деревья решений отличаются друг от друга тем, что при обучении для каждого из них по определенному правилу генерируется своя случайная выборка пар M_{jk} и x_j .

Этап навигации

На этапе решения задачи навигации для получения оценки координаты используется функция $\Psi^l(\theta^{l*}, \square)$ (6) в виде:

$$\hat{x}_m^l = \Psi(\theta^{l*}, M_K^{uzm}), \quad (7)$$

где $M_K^{uzm} = [\mu_1^{uzm}, \dots, \mu_K^{uzm}]$ – набор коэффициентов, полученных разложением измерений \tilde{G}_m^{uzm} по ортогональному базису F_k аналогично (5). При этом каждое отдельное «дерево» порождает

свое решение, а результирующее решение получается путем их осреднения, т.е. $\hat{x}_m = \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L \hat{x}_m^l$.

Апробация алгоритма. Для сравнения байесовского алгоритма и метода, предложенного в работе, было проведено моделирование зависимости точности навигации от длины интервала коррекции для карты, представленной на рисунке 1.

Для заданных начальных точек $\bar{x}_0 = (50\text{км}; 100\text{км}; 200\text{км})$ сформированы 200 наборов измерений в области поиска $\Delta x_{\max} = 15\text{км}$ с длиной траектории 10 км, $\sigma_{\text{изм}} = 1\text{мГал}$ и $\sigma_d = 10\text{мГал}$, расстояние между измерениями составляет 100 м. Шаг сетки карты 100 м. Для каждого набора измерений определены среднеквадратические значения ошибок оптимальной оценки и оценок, соответствующих алгоритму, основанному на разложении Хаара с количеством членов ряда $K=14$ и числом используемых деревьев $L=50$. Большое количество разложений не увеличивает точность определения местоположения, поскольку коэффициенты разложения становятся очень чувствительным к шуму измерений. Количество используемых деревьев выбиралось в том числе из соображений сокращения объема вычислений. Результаты моделирования представлены в таблице 1.

Таблица 1

СКО погрешности оценивания координат для рассматриваемых алгоритмов

$\bar{x}(t_0)$	Оптимальный	С использованием разложения Хаара
50 км	2.89 км	2.95 км
100 км	1.67 км	1.72 км
200 км	0.30 км	0.39 км

Оценка вычислительных затрат в реальном времени. Если ввести предположение о том, что умножение, сложение и сравнение двух чисел выполняются за одинаковое время ($t_{\text{мо}}$), то можно оценить время, необходимое для вычисления оценки по оптимальному алгоритму и по предложенному в работе.

При рассмотренных длине траектории и частоте измерений необходимое время для вычисления одного значения $p(G_m^{\text{изм}} / \Delta x)$ составляет $508 \cdot t_{\text{мо}}$. При $\Delta x_{\max} = 15\text{км}$ и шаге сетки 100м, необходимо рассчитать 301 значение $p(G_m^{\text{изм}} / \Delta x)$, что составляет $152908 \cdot t_{\text{мо}}$.

В предложенном алгоритме для расчета четырнадцати коэффициентов $M_{JK}^{\text{изм}}$ необходимо $2814 \cdot t_{\text{мо}}$. Время, необходимое для получения оценки по одному дереву, составляет порядка $100 \cdot t_{\text{мо}}$, в работе результат рассчитывался по 50 деревьям, что составит $5050 \cdot t_{\text{мо}}$. Итоговое время получения оценки местоположения по предлагаемому в работе алгоритму составляет $7864 \cdot t_{\text{мо}}$, что более чем на порядок меньше, чем по оптимальному.

Заключение. Предложен алгоритм решения задачи навигации по гравитационному полю с использованием алгоритмов «случайного леса» и ортогонального разложения измеренной и вычисляемой с использованием карты реализаций поля по базису Хаара. Для простейшего варианта решения задачи проведена апробация и сопоставление на модельных данных предложенного и оптимального в среднеквадратичном смысле алгоритмов. Показано, что для рассматриваемого примера для наиболее информативных участков предложенный алгоритм уступает по точности оптимальному алгоритму на 30% (рис 1). Вместе с тем, требования к вычислительным ресурсам, необходимым для его реализации существенно ниже.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГЛОНАСС. Модернизация и перспективы развития. Монография / Под. ред. А.И. Перова М.: Радиотехника, 2020. 1072 с.
2. <https://www.gsc-europa.eu/news/galileo-initial-services-have-now-been-restored>. (Дата последнего обращения 02.02.2020)
3. Белоглазов И.Н., Джанджгава Г.И., Чигин Г.П. Основы навигации по геофизическим полям. М.: Наука, 1985. 327 с.

4. **Степанов О.А., Торопов А.Б.** Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 1. Обзор алгоритмов. Гирскопия и навигация, 2015. № 3 (90). С. 102–125.
5. **Джанджгава Г.И., Августов Л.И.** Навигация по геополям. М.: Научтехлитиздат, 2018. 296 с.
6. Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / ред. В.Г. Пешехонов, О.А. Степанов. СПб: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
7. **Денисенко О.В., Фатеев В.Ф.** Дорожная карта: методы и средства автономной навигации по гравитационному полю. Навигация по гравитационному полю земли и ее метрологическое обеспечение. Доклады научно-технической конференции. Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ», 2017. С. 5–16.
8. **Степанов О.А., Торопов А.Б.** Методы нелинейной фильтрации в задаче навигации по геофизическим полям. Ч. 2. Современные тенденции развития // Гирскопия и навигация. 2015. Т. 91. №4. С. 147–159.
9. **Степанов О.А., Носов А.С.** Алгоритм коррекции навигационной системы по данным карты и измерителя, не требующий предварительного оценивания значений поля вдоль пройденной траектории // Гирскопия и навигация. Том 28. №2 (109), 2020, с. 1–21.
10. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 509 с.
11. Ingrid Daubechies. Ten Lectures on Wavelets. Пер. с английского. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика». 2001. 464 с
12. **Чистяков С.П.** Случайные леса: обзор. Труды Карельского научного центра Российской академии наук, N.1, 2013, pp. 117–136.
13. **Шитиков В. К., Мاستицкий С. Э.** (2017) Классификация, регрессия, алгоритмы Data Mining с использованием R. Электронная книга, адрес доступа: <https://github.com/ranalytics/data-mining>
14. **Эрроу К.Дж.** Коллективный выбор и индивидуальные ценности. М. : Изд.дом ГУ ВШЭ, 2004

E. A. Rybakov (State scientific centre of Russian Federation VNIIFTRI, Mendeleevo), **R.U. Titov** (ITMO university, St. Petersburg). **Solution of gravity field navigation task based on Haar orthogonal decomposition**

The article discusses classic algorithms in gravity field navigation systems and proposes a new approach based on the orthogonal decomposition of the measured and calculated using the map of field realizations. The simulation results are presented for illustrate the performance of the proposed algorithm.

А. Т. ВАХИТОВ, М. Б. ТУРСУНОВА
(Санкт-Петербургский государственный университет)

БЫСТРЫЙ СТОХАСТИЧЕСКИЙ ГРАДИЕНТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ТРЕКИНГА

Изложен новый алгоритм нестационарной оптимизации, основанный на методе Нестерова. Получены теоретические границы ожидаемой ошибки оценки. Результаты работы предложенного алгоритма проиллюстрированы с помощью моделирования, показывающего, что предлагаемый метод дает более точные оценки минимальных точек, чем немодифицированный быстрый градиентный метод или стохастический градиентный метод в случае линейного и нелинейного изменений точки минимума, в то время как при случайном изменении точки минимума все методы ведут себя одинаково.

Введение. В последнее время методы оптимизации первого порядка часто применяются в нестационарных условиях, когда минимальная точка изменяется со временем, решая проблему так называемого отслеживания параметров или проблему нестационарной оптимизации. На сегодняшний день существует множество стандартных алгоритмов оптимизации, таких как быстрый градиентный метод, метод тяжелого шарика, стохастический градиентный спуск и т.д. [1-3]. Алгоритмы быстрого градиента успешно применяются для оптимизации архитектур глубокого обучения [4-6]. С увеличением объема данных, ежедневно загружаемых в сеть, внимание сообщества искусственного интеллекта привлекается к проблемам онлайн-обучения, где распределение данных является нестационарным [7-9]. Существуют различные модели дрейфа параметров для нестационарной оптимизации [10-21]. В настоящей работе выбирается общая модель неизвестного, но ограниченного дрейфа параметров, аналогичная [16, 17, [21], которая включает в себя три сценария: линейный, нелинейный и случайный дрейф [10, 13]. Доказательство сходимости предложенного алгоритма было вдохновлено [22].

Постановка задачи и описание алгоритма. Задача отслеживания параметров состоит в поиске такой последовательности параметров $\theta_n \in \mathbb{R}^q$, которые минимизируют соответствующие дифференцируемые функции потерь f_n :

$$\theta_n = \operatorname{argmin} f_n(\theta), \forall n \in \mathbb{N}. \quad (1)$$

Здесь и далее n – временной индекс.

В работе рассматривается модель наблюдений, в которой единственной доступной информацией служат градиентные измерения $Y_n(\theta)$, поврежденные аддитивным шумом $\xi_n \in \mathbb{R}^q$, т.е.:

$$Y_n(\theta) = \nabla f_n(\theta) + \xi_n, n \in \mathbb{N}. \quad (2)$$

Алгоритм, представленный в данной работе, решает следующую задачу:

$$\text{Найти } \{\hat{\theta}_n\}_{n=0}^{\infty}, \text{ так, чтобы } \exists N, C < \infty: \forall n > N, E \|\hat{\theta}_n - \theta_n\|^2 \leq C. \quad (3)$$

Предполагается, что

1. Функции f_n имеют общую константу Липшица $L > 0$ и общую константу строгой выпуклости $\mu > 0$:

$$\forall x \in \mathbb{R}^q: \|\nabla f_n(x)\| \leq L\|x - \theta_n\|, \quad (4)$$

$$\langle \nabla f_n(x), x - \theta_n \rangle \geq \mu\|x - \theta_n\|^2.$$

2. Для $\forall n > 0$ изменение функции f_n ограничено, т.е. существуют такие константы a, b, c , что для $\forall n > 0$ выполняется:

$$\|f_n(x) - f_{n+1}(x)\| \leq a\|\nabla f_n(x)\| + b, \quad (5)$$

$$\|\nabla f_{n+1}(x) - \nabla f_n(x)\| \leq c.$$

3. Шум ξ_n имеет нулевое математическое ожидание и ковариация шума в среднем ограничены:

$$E\xi_n = 0, EQ \leq \sigma_{max}^2 I, \quad (6)$$

где Q - матрица ковариации случайного вектора ξ_n , I - единичная матрица, σ_{max}^2 - максимальное собственное число матрицы Q .

Для решения задачи (3) с моделью наблюдения (2) и функцией f_n , удовлетворяющей свойствам 1-3, был разработан следующий алгоритм быстрого стохастического градиента для решения задач трекинга:

1. Устанавливаются значения параметров $\theta_0 \in \mathbb{R}^q$, $\gamma_0 = 0$, $v_0 = \hat{\theta}_0$. Выбираются значения параметров $h > 0$, $\eta \in (0, \mu)$, $\alpha_x \in (0, 1)$ так, чтобы α_n удовлетворяющую $H_1 - \frac{\alpha_n^2}{2\gamma_{n+1}} > 0$ всегда можно было найти. Определим $H_1 = h - \frac{Lh^2}{2}$.

2. На n -ой итерации:

a. Найдем $\alpha_n \in [\alpha_x, 1)$, т.ч. $H_1 - \frac{\alpha_n^2}{2\gamma_{n+1}} > 0$.

b. $\gamma_{n+1} = (1 - \alpha_n)\gamma_n + \alpha_n(\mu - \eta)$.

c. $x_n = \frac{1}{\gamma_n + \alpha_n(\mu - \eta)} (\alpha_n \gamma_n v_n + \gamma_{n+1} \hat{\theta}_n)$ и вычислим $Y_n(x_n)$.

d. $\hat{\theta}_n = x_n - hY_n(x_n)$.

e. $v_{n+1} = \frac{1}{\gamma_n} [(1 - \alpha_n)\gamma_n v_n + \alpha_n(\mu - \eta)x_n - \alpha_n Y_n(x_n)]$.

Результаты. Теорема 1. Задача (3) может быть решена с помощью предложенного алгоритма со следующим параметром C :

$$C = \frac{2}{\mu} D_\infty,$$

$$D_\infty = \alpha_x^{-1} \left[\frac{2a+hc}{4\epsilon} + 2b + (1 - \alpha_x)(b + A_\infty c) + h^2 \frac{L}{2} \sigma^2 + \frac{c^2}{2\eta} \right],$$

$$\Gamma = \gamma_n, \epsilon \in \left(0, \frac{1}{a(1+\alpha_x)+hc} \left(H_1 - \frac{\alpha^2}{2\Gamma} \right) \right],$$

где α_x, η, h взяты из алгоритма.

Предложенный метод (далее - SFGT) сравнивается с ранее опубликованными методами, направленным на решение той же задачи: стохастический градиентный спуск (SG), анализируемый, например, в [19, 21], быстрый градиентный метод Нестерова (FG) [23], и фильтр Калмана (Kalman) в качестве эталона. Фильтр Калмана также получает дополнительную информацию о модели изменения точки минимума в отличие от других методов. При моделировании вышеперечисленных алгоритмов используются следующие параметры:

$$q = 10, f(x, \theta_n) = \frac{1}{2} (x - \theta_n)^T Q (x - \theta_n), Q = \text{diag}\{1, 2, \dots, q\}, \quad (7)$$

где q - это размерность пространства измерений, Q - диагональная матрица размерности q , точка минимума изменяется по следующей формуле:

$$\theta_0 = 0, \\ \theta_n = \theta_{n-1} + t_n,$$

где t_n - величина, на которую изменяется точка минимума на каждом шаге, определена в (8), (9) и (10).

Были рассмотрены три сценария изменения точки минимума со временем — случайный (8), линейный (9) и нелинейный (10) относительно момента времени n .

$$t_n = d \frac{\zeta_n}{\|\zeta_n\|}, \quad (8)$$

где $d \in \mathbb{R}$, $\zeta_n \in N(0, I)$, I - единичная матрица,

$$t_n = d \frac{\zeta}{\|\zeta\|}, \quad (9)$$

где $d \in \mathbb{R}$, $\zeta \in N(0, I)$,

$$\zeta_n = 0.001m(n)\zeta_1 + (1 - 0.001m(n))\zeta_2, \quad (10)$$

где $m(n) = \text{mod}(n, 100)$, $\zeta_1, \zeta_2 \in N(0, I)$, $t_n = d \frac{\zeta_n}{\|\zeta_n\|}$.

На Рис.1 показано изменение среднеквадратичной ошибки (11) во времени для случая «нелинейного» изменения точки минимума. При моделировании предполагалось, что все компоненты вектора состояния имеют одинаковую размерность. При моделировании, для алгоритма SFGT показаны два графика, один с теоретически оптимальными параметрами, выбранными путем минимизации границы ошибки оценки (C из (3)), помеченного как SFGT_T, а другой - с параметрами, выбранными эмпирическим путем — SFGT_Opt. Для всех остальных методов параметры выбирались эмпирическим путем. Также для всех случаев были взяты средние значения ошибок при больше, 100 прогонов каждого метода. Для алгоритма SFGT_Opt также показаны вариации среднеквадратичных ошибок оценок точки минимума в виде вертикальных столбиков.

$$RMSE_n \approx \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \sqrt{\sum_{i=1}^q (\theta_n^i - \hat{\theta}_n^i)^2}, \quad (11)$$

где m - количество прогонов каждого метода ($m = 100$).

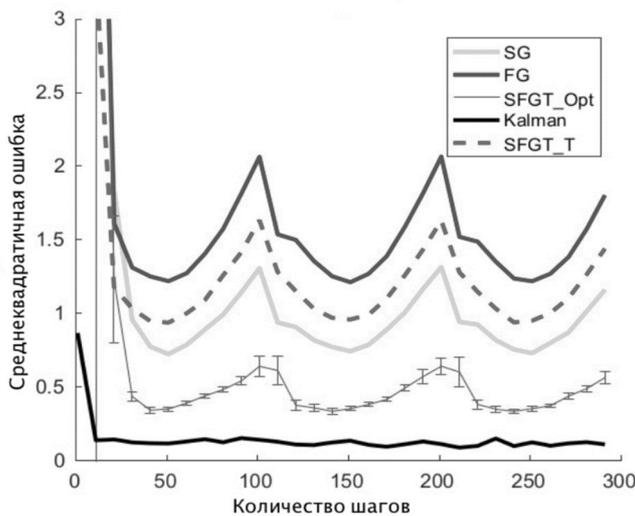


Рис.1.Изменение среднеквадратичной ошибки во времени

Заключение. В работе приведены ограничения на ошибку оценки предложенного алгоритма стохастического градиента в задаче нестационарной оптимизации. Результаты показывают существование конечно ограниченной среднеквадратичной ошибки оценки. При этом предлагаемый метод с соответствующим выбором параметров во всех рассмотренных сценариях изменения точки минимума имеет одинаковую при случайном или значительно более высокую при «линейном» и «нелинейном» изменениях точки минимума точность по сравнению со стохастическим градиентным спуском.

ЛИТЕРАТУРА

1. У. Е. Nesterov, A method of solving a convex programming problem with convergence rate $o(1/k^2)$. *Soviet Mathematics Doklady*.1983. vol. 27.P. 372–376.
2. Б. Поляк. О некоторых способах ускорения сходимости итерационных методов. Журнал вычислительной математики и математической физики. 1964.С. 791–803.
3. В. Т. Polyak. Introduction to Optimization. 1987. *Optimization Software*.
4. I. Sutskever, J. Martens, G. E. Dahl, and G. E. Hinton. On the importance of initialization and momentum in deep learning. *Proceedings of the 30th International Conference on International Conference on Machine Learning*.ser. ICML. 2013.P. 1139–1147.
5. G. E. Hinton. A practical guide to training restricted boltzmann machines. *Neural Networks: Tricks of the Trade (2nd ed.)*. Springer. 2012.P. 599–619.
6. D. Kingma and J. Ba. Adam: A method for stochastic optimization. 2014

7. C. Tessler, S. Givony, T. Zahavy, D. J. Mankowitz, and S. Mannor. A deep hierarchical approach to lifelong learning in minecraft. *Proceedings of the 31th Conference on Artificial Intelligence*. 2017. P. 1553–1561.
8. S. W. Lee, M. O. Heo, J. Kim, J. Kim, and B. T. Zhang. Dual memory architectures for fast deep learning of stream data via an online-incremental-transfer strategy. 2015.
9. T. Ganegedara, L. Ott, and F. Ramos. Online adaptation of deep architectures with reinforcement learning. in *Proceedings of the 22nd European Conference on Artificial Intelligence*. 2016. P. 577–585.
10. L. Guo, “Stability of recursive stochastic tracking algorithms. *SIAM Journal on Control and Optimization*. 1994. vol. 32. № 5. P. 1195–1225.
11. L. Guo and L. Ljung. Performance analysis of general tracking algorithms. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1995. vol. 40. № 8, P. 1388–1402.
12. V. Y. Katkovnik and V. E. Kheisin. Dynamic stochastic approximation of polynomials drifts. *Automation and Remote Control*. 1987. vol. 40. № 5. P. 700–708.
13. B. Delyon and A. Juditsky. Asymptotical study of parameter tracking algorithms. *SIAM Journal on Control and Optimization*. 1995. vol. 33. № 1, P. 323–345.
14. A. Benveniste, P. Priouret, and M. Metivier. Adaptive Algorithms and Stochastic Approximations. *Springer Science & Business Media*. 2012. vol. 22.
15. E. Eweda and O. Macchi. Tracking error bounds of adaptive nonstationary filtering. *Automatica*. 1985. vol. 21. № 3, P. 293–302.
16. O. Granichin, L. Gurevich, and A. Vakhitov. Discrete-time minimum tracking based on stochastic approximation algorithm with randomized differences. *Proceedings of the 48th IEEE Conference on Decision and Control (CDC) held jointly with 2009 28th Chinese Control Conference*. 2009. P. 5763–5767.
17. O. Granichin and N. Amelina. Simultaneous perturbation stochastic approximation for tracking under unknown but bounded disturbances. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 2015. vol. 60. № 6. P. 1653–1658.
18. H. J. Kushner and H. Huang. Asymptotic properties of stochastic approximations with constant coefficients. *SIAM Journal on Control and Optimization*. 1981. vol. 19. № 1. P. 87–105.
19. H. J. Kushner and G. G. Yin. Stochastic Approximation and Recursive Algorithms and Applications. *Springer Science & Business Media*. 2003. vol. 35.
20. V. S. Borkar. Stochastic approximation. *Cambridge Books*. 2008.
21. A. Y. Popkov. Gradient methods for nonstationary unconstrained optimization problems. *Automation and Remote Control*. 2005. vol. 66. № 6. P. 883–891.
22. Y. E. Nesterov, Introductory Lectures on Convex Optimization: A Basic Course. *Springer Science & Business Media*. 2013. vol. 87.

A. Vakhitov, M. Tursunova (Saint Petersburg State University, Saint Petersburg). **Stochastic Fast Gradient for Tracking**

A new non-stationary optimization algorithm based on Nesterov's method is presented. The theoretical boundaries of the expected estimation error are obtained. The results of the proposed algorithm are illustrated using simulation. It is shown that the proposed method gives more accurate estimates of the minimum points than the unmodified fast gradient method or the stochastic gradient method in the case of a deterministic change in the minimum point. It was determined that all methods behave in the same way when the minimum point is randomly changed.

УДК 681.515

А. Н. БОРИСОВ, Ю. Л. СИЕК
(Санкт-Петербургский государственный морской технический университет)

ОЦЕНИВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПОЛУМАРКОВСКОГО ПРОЦЕССА

Представлен метод оценивания параметров движения автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) на основе полумарковских процессов. Рассмотрены вопросы применения многомодельных алгоритмов для оценивания вектора состояния динамических систем, в состав которых входят полумарковские процессы. Приводятся результаты имитационного моделирования процесса оценивания угла рыскания при управляемом движении АНПА, а также озвучены предложения по организации бортовой вычислительной среды.

Введение. Рассматривается задача оценивания кинематических параметров движения АНПА по результатам зашумленных измерений. Наиболее распространенным методом для этого представляется фильтр Калмана [1]. Зачастую использование одномодельного фильтра Калмана и его модификаций не обеспечивает требуемую точность оценки вектора состояния АНПА по причине низкой адекватности модели, заложенной в фильтр. Существенно повысить точность вычисления оценки вектора состояния можно с помощью применения многомодельных алгоритмов на основе полумарковских процессов [2, 3]. В работе рассмотрены вопросы применения полумарковских многомодельных алгоритмов для оценивания вектора состояния АНПА.

Объект управления. В качестве объекта управления выбран АНПА «Арктика», разработанный в Ленинградском кораблестроительном институте. Его движительно-рулевой комплекс состоит из 5 гребных винтов, один из которых расположен в кормовой части аппарата и 4 подруливающих винтов, располагающихся в вертикальных и горизонтальных шахтах.

Для синтеза фильтра необходимо рассмотрение математической модели движения АНПА. Для большинства подводных аппаратов пространственная траектория движения представляет собой совокупность участков маневрирования в горизонтальной и вертикальной плоскостях, в связи с чем используются упрощенные формы уравнений для кинематических условий движения в выбранной плоскости при нулевом крене. Используемая нами математическая модель подробно описана в [4, 5].

Постановка задачи оценивания. Рассмотрим задачу оценивания кинематических параметров движения АНПА, на рули которого действует неизвестная дополнительная тяга, которая может быть описана с использованием полумарковского процесса [2]. Это случайный процесс, состояние которого в конкретный момент времени может принимать одно из N дискретных значений, длительность нахождения в которых является случайной величиной с известным законом распределения, а переход из одного состояния в другое определяется матрицей вероятности перехода.

Допустим, на объект в определенный момент времени действует неизвестная тяга, принимающая одно из дискретного набора N возможных значений $\tau_a \in \{\tau_a^{(1)}, \tau_a^{(2)}, \dots, \tau_a^{(N)}\}$. Эта тяга может быть вызвана несимметричностью выходных силовых воздействий подруливающих винтов при одинаковом управляющем сигнале на них. Допустим также, что в случайные моменты времени эта тяга может скачкообразно меняться.

Таким образом, в каждый момент времени k динамика системы может быть описана одной из N возможных моделей (1), а их смена является полумарковским процессом и определяется известной матрицей вероятности переходов:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \Phi_k x_k + G(\tau_k + \tau_a^{(i)}) + w_k, \quad i = 1 \dots N, \\ z_k &= Hx_k + v_k, \\ \tau_k &= k_1 \cdot (\psi - \psi_{зад}) + k_2 \cdot \omega - \hat{\tau}_a, \end{aligned} \quad (1)$$

где x_k – вектор состояния системы, τ_k – текущее управляющее воздействие, $z_k = [\omega \ \psi]^T$ – текущее измерение угловой скорости и угла рыскания, H – матрица измерений, Φ_k – переходная матрица системы, G – матрица управления, w_k и v_k – гауссовские белые шумы внешних воздействий и ошибок измерений, ψ – текущий угол рыскания, $\psi_{зад}$ – заданный угол рыскания, ω – угловая скорость, $\hat{\tau}_a$ – текущая оценка неизвестной дополнительной тяги, k_1, k_2 – коэффициенты управления.

Входными данными для алгоритма являются начальное значение оценки вектора состояния X_k , начальное значение ошибки ковариации P_k , матрицы ковариации шума процесса и ошибок измерений Q_k и R_k , начальное значение оценки $\hat{\tau}_a$, таблица вероятностей переходов из одного состояния в другое $p\tau_a^{(i)}$.

Методика расчета оценки $\hat{\tau}_a$ реализуется на основе многомодельного фильтра в соответствии с известными соотношениями [4, 6], где оценка тяги вычисляется как взвешенное значение частных оценок.

Результаты моделирования. В среде MATLAB было проведено моделирование пространственного управляемого движения АНПА в горизонтальной плоскости. В ходе моделирования сравнивались истинные значения вектора состояния с измеренными и оцененными для маневра – выход на заданный курс. Полученные результаты представлены на рисунке 1.

Для сравнения приведены результаты работы одномодельного фильтра Калмана (сплошной линией), в котором неизвестная тяга задавалась случайной константой и многомодельного с использованием описания тяги в виде полумарковского процесса (штрих-пунктирной) для одного и того же маневра – выход на заданный курс.

Отдельно было проведено моделирование с изменяющимся значением τ_a . Процесс оценивания показан на рисунке 2. Значение τ_a изменялось скачками каждые 20 секунд. Отметим, что знать оценку $\hat{\tau}_a$ важно при высокоточном маневрировании для корректировки закона управления (1).



Рис. 1. Оценивание угла рыскания разными фильтрами

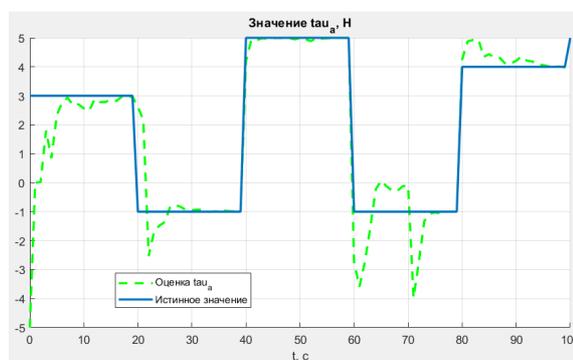


Рис. 2. Оценивание изменяющейся тяги τ_a

Заключение. Таким образом, вариант многомодельного алгоритма показывает высокие точностные характеристики, однако повышает требования к вычислительной среде АНПА, так как увеличивается количество вычислений. Повысить быстродействие возможно благодаря использованию параллельной бортовой вычислительной среды. Вычисления весовых коэффициентов в каждой модели могут происходить автономно и независимо друг от друга с минимальным обменом информацией между вычислительными узлами. Следовательно алгоритм может быть эффективно реализован в системе с общей памятью. Дальнейшие исследования предполагают уточнение математической модели АНПА и разработку эффективного параллельного многомодельного алгоритма оценивания.

ЛИТЕРАТУРА

1. **О.А. Степанов.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 496 с.
2. Maneuvering target tracking using adaptive state estimation / Norman H. Gholson, Richard L. Moose // IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS. MAY 1977. V. 13. N. 3. P. 310-317.
3. **Рязанцев Л.Б.** Многомодельное байесовское оценивание вектора состояния маневренной воздушной цели в дискретном времени // Вестник ТГТУ. 2009. Том 15. № 4. С. 729–739.
4. **Борисов А.Н., Сиек Ю.Л.** Многомодельное оценивание вектора состояния автономного необитаемого подводного аппарата // Материалы докладов Восьмой всероссийской научно-технической конференции «Технические проблемы освоения мирового океана» 30 сентября – 3 октября 2019 г., С. 334–339.
5. **Лукомский, Ю.А.** Системы управления морскими подвижными объектами. Л.: Судостроение. 1988. 272 с.
6. **Кошаев Д.А.** Многоальтернативный алгоритм однопаяковой навигации автономного необитаемого подводного аппарата без априорных данных о его местоположении. Часть 1. Математическое описание // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 109–130.

A.N. Borisov, J.L. Siek (St. Petersburg State Marine Technical University). **Estimation of motion parameters of an autonomous underwater vehicle based on semi-markov process.**

The report presents a method for estimating the motion parameters of an autonomous underwater vehicle based on semi-Markov processes. The application of semi-Markov multi-model algorithms for estimating the state vector of dynamic systems is considered. The results of simulation for various AUV maneuvers are presented, as well as proposals for the organization of the onboard computing system are described.

УДК 621.391.172

В. А. ВАСИЛЬЕВ,
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)**ПРЕДЕЛЬНО-ДОСТИЖИМАЯ ТОЧНОСТЬ ОЦЕНИВАНИЯ ДИСКРЕТНОГО
МАРКОВСКОГО ПРОЦЕССА, ОПИСЫВАЕМОГО ФОРМИРУЮЩИМ ФИЛЬТРОМ
ПОЛИНОМИАЛЬНОГО ТИПА**

Получены рекуррентные соотношения для определения предельно-достижимой точности, вычисляемой с использованием неравенства Рао-Крамера, в задаче оценивания марковской последовательности с уравнениями состояния, описываемыми полиномом второго порядка, по линейным измерениям. Предложена процедура приближенного вычисления предельно-достижимой точности оценивания для такого рода задач. Полученные результаты проиллюстрированы на примере задачи идентификации параметров процессов, описывающих уход гироскопа в зависимости от температуры.

Введение. Для обработки навигационной информации в настоящее время широко применяются различные алгоритмы, в основе которых лежит баесовский подход [1-3]. При разработке алгоритмов в рамках этого подхода используются методы нелинейной и, в частности, полиномиальной фильтрации [4-9]. В математическом плане задача сводится к оцениванию гауссовской марковской последовательности, описываемой формирующим фильтром, представляющим собой полином второго порядка относительно компонент вектора состояния, а измерения линейны. Для упрощения анализа потенциальной точности, с целью выбора того или иного субоптимального алгоритма, нередко используется неравенство Рао-Крамера, устанавливающее нижнюю границу (предельно-достижимую точность оценивания (ПДТО)), для безусловной матрицы ковариаций [10-14]. Известные алгоритмы вычисления нижней границы в задаче такого рода достаточно сложны, что определяет необходимость их упрощения. Получению такого алгоритма и посвящена предлагаемая работа.

Постановка задачи. Рассматривается задача нахождения оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки случайной последовательности x_k размерности n , которая описывается формирующим фильтром, представляющим собой полином второго порядка

$$x_k = \left(F_k^x + \left(x_{k-1}^T \otimes I_n \right) F_k^{xx} \right) x_{k-1} + \Gamma_k w_k + u_k, \quad k = 1, 2, \dots, \quad (1)$$

по m -мерным линейным измерениям

$$y_k = H_k x_k + v_k, \quad (2)$$

где Γ_k , F_k^x , F_k^{xx} и H_k – известные матрицы размерности $n \times n$, $n \times n$, $n^2 \times n$ и $m \times n$ соответственно; u_k – n -мерный вектор известных входных воздействий; x_0 – гауссовский случайный вектор с математическим ожиданием \bar{x}_0 и матрицей ковариаций P_0^x ; w_k , v_k – центрированные гауссовские случайные векторы, независимые между собой и от x_0 , с известными матрицами ковариации Q_k и R_k , знак \otimes обозначает произведение Кронекера [15], I_n – единичная матрица размерности $n \times n$.

Для задачи оценивания вектора x_k неравенство Рао-Крамера [1,10,11] записывается в виде $J_k^{-1} \leq G_k^{opt}$, где G_k^{opt} – матрица ковариаций ошибок оценивания для оптимального в среднеквадратическом смысле алгоритма, и характеризующая потенциальную точность решения задачи в рамках баесовского подхода, а J_k^{-1} – матрица, характеризующая ПДТО [1,13,14]. Эта матрица J_k может быть вычислена рекуррентно по формуле [1,12,14]:

$$J_k = G_k + S_k + G_k A_k \left(J_{k-1} + \Delta A_k \right)^{-1} A_k^T G_k^T, \quad (3)$$

где

$$J_0 = P_0^{-1}, S_k = H_k^T R_k^{-1} H_k, G_k = (\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T)^{-1}, \quad (4)$$

$$\Delta A_j = M_{x_{k-1}} \left(\left(\frac{\partial \left(F_k^x x_{k-1} + (x_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} x_{k-1} \right)}{\partial x_{k-1}} \right)^T (\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T)^{-1} \left(\frac{\partial \left(F_k^x x_{k-1} + (x_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} x_{k-1} \right)}{\partial x_{k-1}} \right) \right), \quad (5)$$

$$A_j = M_{x_{k-1}} \left(\left(\frac{\partial \left(F_k^x x_{k-1} + (x_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} x_{k-1} \right)}{\partial x_{k-1}} \right)^T \right), \quad (6)$$

а $M_{x_{k-1}}$ – знак математического ожидания, соответствующей x_{k-1} . Из выражения (3) следует что, для определения ПДТО необходимо определять значение интегралов (5)-(6), которые можно вычислить приближенно, например, с помощью метода Монте-Карло [16].

Целью работы являются получение упрощенных выражений для вычисления матрицы J_k^{-1} , характеризующей ПДТО, учитывающих полиномиальный характер модели (1) и линейность измерений (2); проверка возможности использования менее затратных в вычислительном отношении процедур для вычисления интегралов (5), (6) по сравнению с методом Монте-Карло и сопоставление получаемых оценок с потенциальной точностью в соответствии с методикой, описанной в [7].

В итоге для расчетов интегралов (5), (6) были получены следующие соотношения

$$\begin{aligned} \Delta A_j = & (F_k^x)^T (\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T)^{-1} F_k^x + (F_k^x)^T (\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T)^{-1} 2(\bar{x}_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} + \\ & 2 \left((\bar{x}_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} \right)^T (\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T)^{-1} \left(F_k^x + 2(\bar{x}_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} \right) + \\ & Tr_{n \times n} \left((P_{k-1} \otimes I_n) 2 F_k^{xx} (\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T)^{-1} (2 F_k^{xx})^T \right), \end{aligned} \quad (7)$$

$$A_j = \left(F_k^x + 2 \left(M_{x_{k-1}} (x_{k-1}^T \otimes I_n) F_k^{xx} \right)^T \right). \quad (8)$$

Здесь оператор $Tr_{n \times n} : R^{n^2 \times n^2} \rightarrow R^{n \times n}$ переводит матрицу M (размерности $n^2 \times n^2$) в

вектор-столбец высотой n согласно выражению $Tr_{n \times n}(M) = \begin{pmatrix} tr(M_{1,1}) & \dots & tr(M_{1,n}) \\ \dots & \dots & \dots \\ tr(M_{n,1}) & \dots & tr(M_{n,n}) \end{pmatrix}$, где

$M = \begin{pmatrix} M_{1,1} & \dots & M_{1,n} \\ \dots & \dots & \dots \\ M_{n,1} & \dots & M_{n,n} \end{pmatrix}$ $M_{i,j}, i=1, \dots, n, j=1, \dots, n$ матрицы размерности $n \times n$. Значения

математического ожидания $\bar{x}_{k-1}^T = M_{x_{k-1}} (x_{k-1}^T)$ и матрицы ковариаций $P_{k-1} = Cov(x_{k-1})$,

входящих в состав выражений (7) и (8), могут быть вычислены с помощью метода Монте-Карло. В этом случае ПДТО, полученная по формулам (3)-(4) и (7)-(8), обозначается как

$(J_k^{MK})^{-1}$. Дальнейшие исследования показали, что с небольшими потерями в точности

значения \bar{x}_{k-1} и P_{k-1} можно вычислять приближенно, используя методику применяемую при построении полиномиального фильтра для решения задачи (1)-(2) [8]. Предложен рекуррентный алгоритм определения \bar{x}_{k-1} и P_{k-1} , основанный на предположении о гауссовском характере плотности $p(x_{k-1})$ на предыдущем шаге, т.е. представлении ее в виде

$p(x_{k-1}) \approx N(x_{k-1}; \bar{x}_{k-1}^{PF}, P_{k-1}^{PF})$. Проводя расчеты, по аналогии с вычислениями, показанными в работе [8], получаем следующие соотношения для приближенных значений $\bar{x}_{k-1} \approx \bar{x}_{k-1}^{PF}$ и $P_{k-1} \approx P_{k-1}^{PF}$:

$$\bar{x}_k^{PF} = E_{p(x_{k-1})}(F_k(x_{k-1}) + u_k) = F_k^x \bar{x}_{k-1}^{PF} + \left((\bar{x}_{k-1}^{PF})^T \otimes E_{n_x} \right) F_k^{xx} \bar{x}_{k-1}^{PF} + Tr_{n \times 1}(F_k^{xx} P_{k-1}^{PF}) + u_k, \quad \bar{x}_0^{PF} = \bar{x}_0, \quad (9)$$

$$P_k^{PF} = E_{p(x_{k-1})} \left((F_k(x_{k-1}) + u_k - \bar{x}_k^{PF})(F_k(x_{k-1}) + u_k - \bar{x}_k^{PF})^T \right) + \Gamma_k Q_k (\Gamma_k)^T =$$

$$2Tr_{n \times n} \left(F_k^{xx} P_{k-1}^{PF} (F_k^{xx} P_{k-1}^{PF})^T \right) + 4 \left((\bar{x}_k^{PF})^T \otimes I_n \right) F_k^{xx} P_{k-1}^{PF} (F_k^{xx})^T (\bar{x}_k^{PF} \otimes I_n) +$$

$$+ 2 \left((\bar{x}_k^{PF})^T \otimes I_n \right) F_k^{xx} P_{k-1}^{PF} (F_k^x)^T + 2 F_k^x P_{k-1}^{PF} (F_k^{xx})^T (\bar{x}_k^{PF} \otimes I_n) + F_k^x P_{k-1}^{PF} (F_k^x)^T + \Gamma_k Q_k (\Gamma_k)^T,$$

$$P_0^{PF} = P_0.$$

Вычисляемая таким образом ПДТО обозначается как $(J_k^{P\Phi})^{-1}$.

Пример. Рассматривается задача идентификации неизвестных параметров модели ухода гироскопа, зависящего от известной температуры T [17]. Неизвестные параметры в отличие от [17] непостоянны и вся система описывается следующей моделью

$$z_k = (1 - \Delta t \alpha_{k-1}) z_{k-1} + \beta_{k-1} \Delta T_k + \sqrt{2\sigma_{x_0}^2 \alpha_{k-1}} \Delta t \xi_k,$$

$$\alpha_k = \alpha_{k-1} + \eta_k,$$

$$\beta_k = \beta_{k-1} + \varepsilon_k,$$
(11)

где скалярные величины z_k, α_k, β_k образуют 3-х мерный вектор состояния x_k с известным математическим ожиданием $\bar{x}_0 = (\bar{z}_0, \bar{\alpha}, \bar{\beta})^T$ и матрицей ковариации $P_0 = \text{diag}(\sigma_z^2, \sigma_\alpha^2, \sigma_\beta^2)$, а центрированные гауссовские скалярные случайные величины $\xi_k, \eta_k, \varepsilon_k$ образуют 3-х мерный вектор порождающих шумов w_k с матрицей ковариации $Q_k = \text{diag}\left(\frac{1}{\Delta t}, \sigma_\eta^2, \sigma_\varepsilon^2\right)$, T_k - известная последовательность (температура). Доступны скалярные измерения

$$y_k = z_k + v_k. \quad (12)$$

При моделировании принимались следующие значения $\bar{z}_0 = 0.5 \text{ град/ч}$, $\bar{\alpha} = 0.00075 \text{ c}^{-1}$, $\bar{\beta} = -0.006 \text{ град/(cC}^\circ)$, $\sigma_z = 0.1 \text{ град/ч}$, $\sigma_\alpha = 0.00025 \text{ c}^{-1}$, $\sigma_\beta = 0.002 \text{ град/(чC}^\circ)$, $\sigma_\eta = 10^{-5} \text{ c}^{-1}$, $\sigma_\varepsilon = 10^{-4} \text{ град/(чC}^\circ)$, $R_k = (0.01 \text{ град/ч})^2$. Время наблюдения 2000 с, шаг дискретизации $\Delta t = 1$ с. Температура T линейно возрастала от 20°C до 45°C, в период времени от 0 до 500 с, в период от 500 до 1000 с - сохранялась на уровне 45°C, а в промежутке от 1000 до 2000 с. - линейно убывала от 45°C до 35°C.

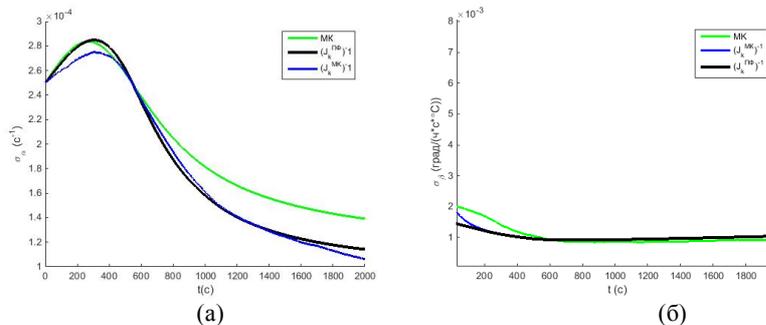


Рисунок. СКО ошибки оценки для параметров α_k и β_k и ПДТО полученная 2-мя способами.

На рисунке приведены графики среднеквадратического отклонения (СКО) ошибок оценок второй (а) и третьей (б) компонент вектора состояния x_k и графики квадратных корней из второго и третьего диагональных элементов матриц $(J_k^{PF})^{-1}$ и $(J_k^{MK})^{-1}$, соответствующих ПДТО для параметров α_k и β_k . Также на рисунке приведены СКО ошибок оценок алгоритма, использующего последовательный метод Монте-Карло (МК) (фильтр частиц) [18-20].

Из результатов моделирования, видно, что в этом примере характеристика точности соответствующая СКО ошибки оценки для субоптимального алгоритма незначительно отличается от ПДТО, рассчитанной с помощью двух разных аппроксимаций интегралов \bar{x}_{k-1}^T и P_{k-1} . Также видно, что ПДТО, рассчитанные с помощью метода Монте-Карло и с помощью прогноза и расчетной матрицы ковариаций полиномиального фильтра, практически совпадают.

Заключение. Получены упрощенные выражения для вычисления нижней границы точности оценивания случайной последовательности, описываемой формирующим фильтром, представляющим собой полином второго порядка по линейным измерениям. Возможность и целесообразность их применения проиллюстрирована на примере задачи уточнения параметров модели ухода гироскопа, зависящей от известной температуры.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 18-08-01261а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб: ГИЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 2003.
2. **Bergman N.** Recursive Bayesian estimation. Navigation and tracking applications. Linkoping Studies in Science and Technology. Dissertations-No. 579. Department of Electrical Engineering Linkoping University, SE-581-83 Linkoping, Sweden, 1999.
3. **Van Trees H.L., Bell K.L.** Bayesian bounds for parameter estimation and nonlinear filtering/tracking. San-Francisco: Wiley-IEEE Press, 2007
4. **Басин М.В.** Среднеквадратическая фильтрация для стохастических систем с полиномиальными уравнениями состояния // Автоматика и телемеханика. 2016. №2, С. 69–93.
5. **Basin M., Hernandez-Gonzalez M.** Discrete-time filtering for nonlinear polynomial systems over linear observations // International Journal of Systems Science. 45(7). P. 1461–1472.
6. **Hernandez-Gonzalez M., Basin M., Stepanov O.** Discrete-time state estimation for stochastic polynomial systems over polynomial observations // International Journal of General Systems. 2018 47(5) P. 512–528
7. **Stepanov O.A., Vasiliev V.A., Toropov A.B., Loparev A.V., Basin M.V.** Efficiency analysis of a filtering algorithm for discrete-time linear stochastic systems with polynomial measurement // Journal of the Franklin Institute, vol. 356, 2019. P. 5573–5591
8. **Степанов О.А., Васильев В.А., Тупысев В.А.** Анализ эффективности алгоритма фильтрации дискретного марковского процесса, описываемого формирующим фильтром полиномиального типа // Сборник трудов XXVIII Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматки и обработки информации», 14-20 сентября 2019 г. С. 172-173
9. **Stepanov O.A., Vasiliev V.A., Basin M.V., Tupysev V.A., Litvinenko Y.A.** Application of Polynomial Filtering Algorithms to Nonlinear Discrete Dynamical Systems in Navigation Data Processing // Proc. 2020 European Control Conference (ECC) May 12-15, 2020. Saint Petersburg, Russia P. 1751–1756
10. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложением к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания. СПб: ГИЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 227–252.
11. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной информации. СПб: Университет ИТМО, 2017. 196 с.
12. **Кошаев Д.А., Степанов О.А.** Применение неравенства Рао-Крамера в задачах нелинейного оценивания. // Теория и системы управления. Известия Академии наук. 1997. №2. С. 65–72.
13. **Simandl M., Kralovec J., Tichavsky P.** Filtering, Predictive and Smoothing Cramer–Rao Bounds for Discrete–Time Nonlinear Dynamic Systems. Automatica. 2001. No. 37. P. 1703–1716.
14. **Степанов О.А., Васильев В.А.** Предельно-достижимая точность оценивания по Рао-Крамеру в задачах нелинейной фильтрации при наличии порождающих шумов и ошибок измерения, зависящих от оцениваемых параметров // Автоматика и телемеханика. 2016. №1. С. 103–133.
15. **V. L. van der Waerden, Algebra,** Springer, 2003
16. **Соболь И.М.** Численные методы Монте-Карло. М.: «Наука», гл. редакция физ.-мат. Литературы. 1973. 312 с.
17. **Иванов Д.П., Литвиненко Ю.А., Тупысев В.А.,** Сравнение подходов к идентификации неизвестных параметров модели ухода гироскопа. Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2018. Т. 18. № 5. С. 887–893.

18. **Степанов О.А., Торопов А.Б.** Применение последовательных методов Монте-Карло с использованием процедур аналитического интегрирования при обработке навигационной информации // XII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014 Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 3324–3337.
19. **Doucet A., de Freitas N. and Gordon N.J.** Sequential Monte Carlo Methods in Practice, New York: Springer-Verlag, 2001. 581 p.
20. **Gustafsson, F.** Particle filter theory and practice with positioning applications // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2010. vol. 25, no. 7 PART 2, pp. 53–81.

V.A.Vasilev (State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Electropribor, JSC, Saint Petersburg).
Maximum Attainable Estimation Accuracy for Gaussian random sequence described using the shaping filter of polynomial type

The recurrence relations are obtained for determining the maximum attainable accuracy in the problem of estimating a Markov sequence with the equations of state described by a second-order polynomial from linear measurements calculated using the Rao-Cramer inequality. A simplified algorithm for determining the lower boundary of accuracy is proposed. The obtained results are illustrated by the example of determining the maximum achievable accuracy in the problem of identifying process parameters that describe the departures of gyroscopes, depending on temperature.

УДК 681.883; 534.232

И. С. ПЕСТЕРЕВ, Б. Г. СТЕПАНОВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
им. В.И. Ульянова (Ленина))

ИМПУЛЬСНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ШИРОКОПОЛОСНОЙ ГИДРОАКУСТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ВОЛНОВОДНОГО ТИПА

Рассматриваются принципы построения и электрического возбуждения гидроакустической системы на базе преобразователей волноводного типа, образованных соосным набором водозаполненных пьезоцилиндров с фазированным возбуждением по типу бегущей волны. Приводятся некоторые результаты экспериментальных исследований импульсных характеристик гидроакустической системы.

Введение. В области прикладной гидроакустики в настоящее время весьма актуальной является задача излучения сравнительно коротких, сложных по структуре акустических сигналов. Связанный с этим вопрос расширения полосы пропускания электроакустических преобразователей имеет ряд традиционных решений (например, [1–4]), которые чаще всего не обеспечивают линейную фазочастотную характеристику (ФЧХ) излучения, необходимую для неискаженного формирования сигналов с большой шириной спектра. В настоящей работе рассматривается гидроакустическая система на базе сверхширокополосных (~3 октавы) преобразователей волноводного типа (ПВТ), способ построения и электрического возбуждения которых позволяют получить близкую к линейной ФЧХ излучения в рабочей полосе частот.

Гидроакустическая система на основе ПВТ. В работах [5], [6] рассматривались принципы построения ПВТ, а также частотные и импульсные характеристики макетов антенн, составленных из них. Каждый ПВТ (рис. 1) представляет собой соосный набор N водозаполненных пьезоцилиндров 1 с внутренним радиусом a , высотой l и межцентровым расстоянием d , отделенных друг от друга гибкими прокладками 2. Внешняя поверхность ПВТ контактирует с воздухом или экраном 6, а внутренняя – образует заполняемую водой полость 7. Электрическое возбуждение ПВТ осуществляется по принципу формирования бегущей волны во внутренней полости 7, что обуславливает повышение нагруженности пьезоцилиндров с ростом их порядкового номера, увеличивая тем самым полосу пропускания ПВТ в целом, а также обеспечивает его излучение преимущественно во фронтальном направлении (показано стрелками на рис. 1).

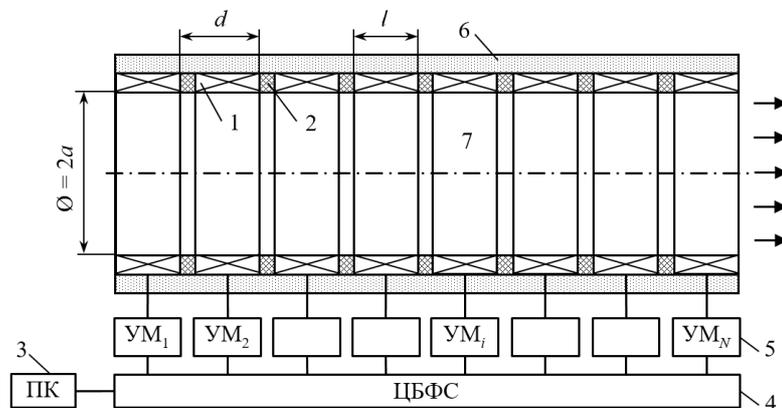


Рис. 1. Схема построения и электрического возбуждения ПВТ:
ПК – персональный компьютер; ЦБФС – цифровой блок формирования сигналов; УМ_{*i*} – усилитель мощности для *i*-го пьезоцилиндра

Частотные зависимости возбуждающих пьезоцилиндры электрических напряжений $U_i(\omega) = U_{im}(\omega)e^{j\varphi_i(\omega)}$ (где U_{im} – амплитуды и φ_i – фазы) могут определяться в результате решения задачи синтеза [5] по заданному амплитудно-фазовому распределению радиальной компоненты колебательной скорости на внутренней поверхности ПВТ. Фазовый сдвиг между колебаниями пьезоцилиндров в виде $\varphi_i(\omega) = \omega\tau(i-1)$ (где ω – круговая частота; $\tau = d/c_0$; $i = 1, 2, \dots, N$; c_0 – скорость звука в воде) обеспечивает линейный характер ФЧХ излучения

ПВТ. Импульсы напряжения $u_i(t)$, подаваемые на пьезоцилиндры, определяются с использованием преобразования Фурье по формуле [7] $u_i(t) = 2 \operatorname{Re} \int_0^{\omega_B} \Phi(\omega) U_i(\omega) e^{j\omega t} d\omega$, где $\Phi(\omega)$ – спектральная характеристика заданного сигнала, который должен быть излучен ПВТ; ω_B – верхний предел интегрирования. Акустический импульс, формируемый ПВТ во фронтальном направлении, может быть описан выражением $s_{\text{ак}}^F(t) = 2 \operatorname{Re} \int_0^{\omega_B} \Phi(\omega) p_F(\omega) e^{j\omega t} d\omega$, где $p_F(\omega)$ – частотная характеристика звукового давления ПВТ во фронтальном направлении.

Работа гидроакустической системы (рис. 1) осуществляется следующим образом [6]. Импульсы возбуждения $u_i(t)$ рассчитываются на персональном компьютере 3 в виде N массивов временных отсчетов, которые записываются в оперативную память цифрового блока формирования сигналов 4 (N -канальный цифроаналоговый преобразователь). Блок формирования работает независимо от персонального компьютера, выдавая с заданным периодом следования N аналоговых сигналов возбуждения $u_i(t)$ на идентичные широкополосные усилители мощности 5, с выхода которых они подаются на соответствующие по номеру пьезоцилиндры ПВТ.

На рис. 2 продемонстрирована возможность излучения макетом антенны, составленной из 12 ПВТ, ультракоротких акустических сигналов $s_{\text{ак}}(t)$ с перестройкой по частоте их формирования f в двухоктавной полосе (15–60 кГц), при возбуждении ПВТ в соответствии с решением задачи синтеза однопериодным импульсом. Сигналы фиксировались осциллографом Tektronix TDS 2024B с последующей записью на USB флэш-накопитель.

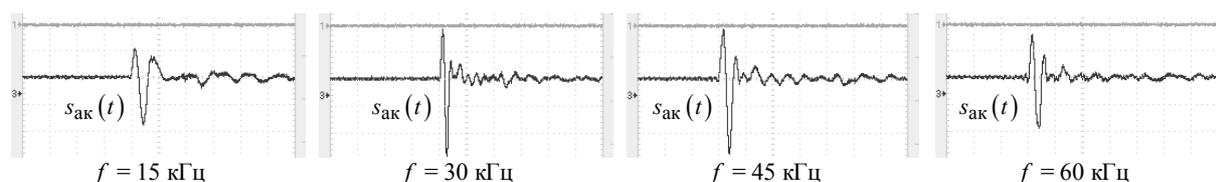


Рис. 2. Излучение ультракоротких акустических сигналов:
 $f = 15$ и 30 кГц – развертка 100 мкс/дел; $f = 45$ и 60 кГц – развертка 50 мкс/дел

В части воспроизведения с помощью рассматриваемой гидроакустической системы сложных акустических импульсов интерес представляет возможность формирования биоподобных сигналов китообразных (дельфины, белухи). На рис. 3 представлены восстановленные сигналы дельфинов $s_{\text{ак}}^F(t)$, спектр которых пересчитан в область рабочих частот ПВТ [6], и соответствующие им акустические импульсы $s_{\text{ак}}(t)$, излученные макетом антенны из 12 ПВТ. Визуально можно отметить вполне удовлетворительное соответствие этих сигналов друг другу.

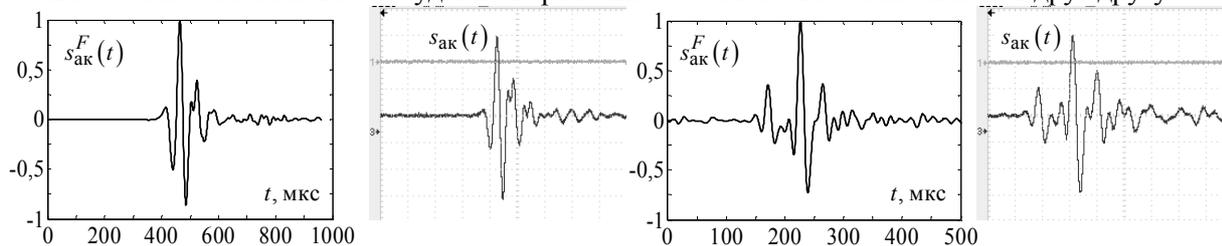


Рис. 3. Расчетные $s_{\text{ак}}^F(t)$ и экспериментальные $s_{\text{ак}}(t)$ биоподобные сигналы дельфина

Заключение. Рассматриваемая гидроакустическая система на основе сверхширокополосных ПВТ обеспечивает возможность излучения коротких акустических сигналов (длительностью от одного до полутора периодов колебаний) при изменении их несущей частоты в двухоктавном диапазоне, а также – сложных по структуре биоподобных сигналов, в том числе фазоманипулированных, отличающихся наличием двух расположенных рядом однополярных полупериодов

колебаний. Полученные результаты могут быть использованы при разработке гидроакустических комплексов повышенной разрешающей способности для работы в сложных помеховых условиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Nicolaides K., Nortman L., Shatalov M.Y., Tapson J.** Development Of A Wideband Underwater Transmitting Transducer with over 150 KHz Bandwidth and High Transmitting Levels using 1-3 Piezocomposite Materials // Proc. of the Intern. Congress on Ultrasonics. Vienna, Austria, April 9–13 2007, Paper ID 1345, Session R31: Underwater Ultrasonics.
2. **Chhith S., Roh Y.** Wideband Multimode Tonpilz Transducer with a Cavity Inside a Head Mass // IEEE Intern. Ultrasonics Symposium. Rome, Italy, 20–23 Sept. 2009. P. 2734–2737. doi: 10.1109/ULTSYM.2009.5441915.
3. **Gerasimova I.V., Pavlov R.P., Pozern V.I., Stupak O.B.** On the Bandwidth of Piston Type Sonar Transducers // Sonar Transducers and Numerical Modeling in Underwater Acoustics: Proc. of the Institute of Acoustic. London, England, UK. Vol. 27, no. 1, 2005. P. 63–70.
4. **Butler J.L., Butler A.L.** Pat. US 8,072,843 B1 Int.Cl. H04R 17/00 (2006.01). Stepped Multiply Resonant Wideband Transducer Apparatus. Publ. 06/12/2011.
5. **Степанов Б.Г.** Сверхширокополосный гидроакустический преобразователь волноводного типа. Задача синтеза // Изв. СПб ГЭТУ "ЛЭТИ", 2013, № 3. С. 87–96.
6. **Пестерев И.С., Степанов Б.Г.** Экспериментальные исследования сверхширокополосных преобразователей волноводного типа // Тр. XII Всеросс. конф. «Прикладные технологии гидроакустики и гидрофизики». СПб, 24–26 мая 2016. С. 418–421.
7. **Степанов Б.Г.** О возможности дополнительного увеличения рабочего диапазона частот гидроакустического преобразователя волноводного типа и его работы в импульсном режиме. Задача синтеза // Изв. СПб ГЭТУ "ЛЭТИ", 2013, № 4. С. 71–80.

I.S. Pesterev, B.G. Stepanov (Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI", Saint Petersburg). **Pulse characteristics of a wideband hydroacoustic system based on transducers of waveguide type**

The principles of construction and electrical excitation of a hydroacoustic system based on transducers of waveguide-type formed by a coaxial set of water-filled piezoelectric cylinders with phased excitation in the form of a traveling wave are considered. Some results of experimental studies of the pulse characteristics of a hydroacoustic system are presented.

УДК 338.5

М.Р. МЯСНИКОВ

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

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА COSMIC ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОСТИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

Представлено краткое описание современного метода измерения функциональности программного обеспечения. Основное внимание уделяется вопросам применения метода для программных систем реального времени. Проанализированы преимущества и недостатки этого метода, рассмотрен вопрос применения метода COSMIC для оценки плановых затрат на разработку программного обеспечения.

Введение. Общеизвестно, что мировая тенденция в области научных исследований и разработок заключается в сокращении доли аппаратного обеспечения и возрастании доли программного обеспечения (ПО) [1]. С ростом сложности программного обеспечения соответственно растут затраты на его разработку. В этой ситуации IT-компании крайне заинтересованы в оценке стоимости их нового продукта. К сожалению, в российской науке и практике вопрос оценки стоимости программных продуктов разработан недостаточно [2]. Несмотря на наличие за рубежом ряда методик и коммерческих инструментов, в России многие организации, разрабатывающие ПО, используют ненадежные экспертные оценки, в том числе из-за нежелания нести дополнительные издержки. Вместе с тем в последнее время международные некоммерческие сообщества публикуют открытые методы измерения функционального размера ПО. Одним из таких сообществ является COSMIC (COmmon Software Measurement International Consortium) – международный консорциум по измерению типового программного обеспечения. Разработанный им метод позволяет определить размер ПО, который может быть использован для оценки трудозатрат и эффективности работы программистов, т.е. его стоимости.

Описание метода. Методы измерения размера программного обеспечения можно разделить на три группы по виду единиц измерения (рис. 1).

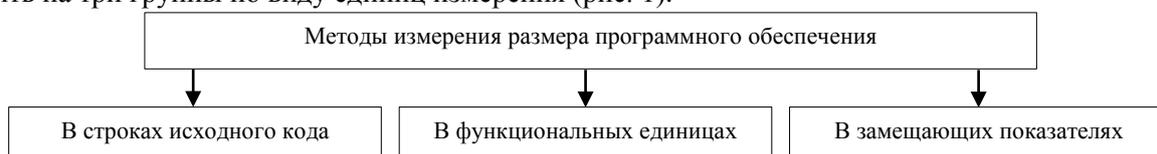


Рисунок 1. Классификация методов измерения размера программы по единицам измерения

Оценка в строках исходного кода широко распространена (например, в методиках COSCOMO II, SLIM, SEER-SEM), но имеет массу недостатков. К ним относится отсутствие единого подхода к определению строки, несопоставимость оценок ПО, написанного на различных языках программирования различными программистами, сложность оценки в начале проекта. Методы, основанные на замещающих показателях (Use Case Points, User Story Points, Object Points), не стандартизованы и чаще всего субъективны [3]. COSMIC входит в группу методов измерения размера в функциональных единицах. Он так же, как и классический метод функциональных точек IFPUG FPA [4], основан на подсчете простейших информационных элементов, из которых состоит ПО. Метод не зависит от языка программирования и технических решений по реализации программного обеспечения. Именно по этой причине его можно использовать на начальных стадиях жизненного цикла программного обеспечения.

Чтобы измерить размер функциональности согласно методу COSMIC, необходимо идентифицировать все требования функциональных пользователей программного обеспечения, то есть разработать полное описание его работы на уровне перемещений групп данных [4]. Эта информация может быть получена из различных документов, в большинстве случаев она извлекается из технического задания на разработку программного обеспечения. Однако недостаточно просто знать все технические требования к ПО, необходимо также перевести их в термины COSMIC, то есть сформировать *требования функциональных пользователей* – получателей и отпра-

вителей данных, обрабатываемых в измеряемом ПО. Требования функционального пользователя устанавливают, что должно делать программное обеспечение в терминах задач и/или услуг. Для того чтобы понять сущность функциональных пользователей, представим программное обеспечение реального времени как конечный автомат, который должен реагировать на управляющие воздействия – события внешнего мира. После возникновения инициирующего события конечный автомат, как правило, меняет свое состояние. Это отражается в том, что в ПО запускается некоторый функциональный процесс. Исходя из этой концепции, программная система реального времени представляет собой совокупность различных функциональных процессов, запускаемых функциональными пользователями, которые либо:

- обнаруживают (например, датчики) события внешнего мира;
- генерируют события самостоятельно (например, таймер или системные часы).

Схематично это изображено на рис. 2 [5]: инициирующее событие побуждает функционального пользователя генерировать группу данных, которая перемещается через границу ПО посредством инициирующего Ввода и инициирует выполнение функционального процесса. В терминологии COSMIC граница ПО – это гипотетический интерфейс между измеряемым ПО и его функциональными пользователями, а инициирующий Ввод – перемещение данных, необходимое для запуска функционального процесса [6].



Рисунок 2. Запуск функционального процесса функциональным пользователем ПО

ПРИМЕР: Спецвычислитель приемной гидроакустической антенны передает сигнал, который должно обработать программное обеспечение первичной обработки информации и передать его далее в программное обеспечение вторичной обработки информации. Необходимо измерить размер ПО первичной обработки информации.

- сигнал является инициирующим событием;
- спецвычислитель является функциональным пользователем ПО первичной обработки информации;
- спецвычислитель генерирует и отправляет группу данных (пространственно-частотный спектр мощности в заданных диапазонах), которая переносится в функциональный процесс посредством **перемещения данных** типа «инициирующий Ввод», сообщая факт возникновения события и характеристики сигнала;
- ПО первичной обработки информации осуществляет **нормирование и центрирование** данных (оценку индикаторного ОСП);
- наконец, измеряемое ПО **перемещает данные** первичной обработки в ПО вторичной обработки информации.

Таким образом, мы идентифицировали 4 перемещения данных, что эквивалентно 4 CFP (COSMIC Functional Point). Допустим, мы имеем локальную статистику, согласно которой на создание одного CFP в данной организации требуется 1,1 человеко-часов (среднемировое значение). Тогда на реализацию описанной в примере функциональности будет потрачено 4,4 человеко-часов. Очевидно, что работа реальной системы реального времени значительно превосходит рассмотренный пример по сложности функционального процесса и количеству перемещений данных.

Согласно методике COSMIC существует 4 типа перемещений данных, которые необходимо выделить и подсчитать: Ввод, Вывод, Запись и Чтение из постоянного хранилища. Здесь задействованы два из них. Итоговое значение размера функциональности программного обеспечения в метрике CFP будет равно сумме всех перемещений данных каждого типа [5]. Надо отметить, что в этом случае функциональный процесс не завершится до тех пор, пока не сдела-

но все, что необходимо для удовлетворения *всех* требований функционального пользователя для всех возможных ответов на инициирующий Ввод (именно поэтому требования функционального пользователя являются центральным понятием в методе COSMIC).

Необходимо отметить, что для задач цифровой обработки сигналов (ЦОС) метод COSMIC необходимо расширить, поскольку:

- время отладки сложных программно-аппаратных комплексов превышает типовые решения (например, ПО управления базами данных) на порядок, соответственно вес CFP при разработке ПО первичной обработки (задачи ЦОС) увеличивается в несколько раз. В соответствии с локальной статистикой, весовой коэффициент сложности задач будет равен 480;
- не все операции чтения/записи являются сложными. Большая часть из них содержит многократное выполнение кода в цикле. Соответственно, весовой коэффициент сложности задачи можно применить только для повторяющегося кода (тела цикла) всего один раз;
- операции перемещения данных по сложности соответствуют подходу COSMIC. Более того, на общем фоне (как это будет показано ниже) ими можно пренебречь.

В соответствии с расширением метода COSMIC трудоёмкость разработки ПО первичной обработки будет равна ≈ 1584 (3 операции для повторяющегося кода * 480 весовой коэффициент сложности * 1.1 CFP), т.е. ориентировочно 6-7 месяцев, что соответствует фактическому времени разработки, которая составила 7 месяцев.

Область применения. Основная цель использования метода COSMIC заключается в определении трудозатрат на разработку программного обеспечения на стадии планирования работ и заключения договора. Однако чтобы перевести значение CFP в трудозатраты, пользователь метода должен обладать локальной статистикой по количеству человеко-часов в расчете на один CFP. Другая область использования – в оценке эффективности работы коллективов разработчиков. Например, вместо производительности в количестве строк исходного кода на человеко-месяц программистов можно оценивать по показателю «CFP на человеко-месяц». Этот показатель не зависит от программных решений, используемых разработчиками, поэтому нивелируется разница в эффективности работы программистов – чем больше единиц CFP в программном продукте, тем более функциональным он является. Надо отметить, что изначально метод не предназначался для измерения ПО с большим объемом сложных вычислений. Но при наличии локальной статистики возможно создание расширения метода, которое будет учитывать сложность алгоритмов или значительный объем математических операций [4].

Заключение. Метод COSMIC обеспечивает высокую точность измерения функционального размера: он показывает, в частности, хорошую корреляцию размера исходного кода в байтах по отношению к единицам CFP [7]. Но для применения метода необходимо наличие исчерпывающего описания требований функционального пользователя, поскольку уровень их детализации должен соответствовать уровню элементарных процессов перемещений групп данных. Кроме того, COSMIC не предоставляет информацию по средним трудозатратам на единицу CFP, а предлагает исследовать этот показатель на основе локальной статистики организации. Наконец, методика не учитывает зависимость между объемом данных в группе и сложностью их обработки. Поэтому, несмотря на потенциально высокую точность, метод COSMIC требует значительных трудозатрат на анализ исходной информации и накопление статистических данных по реальным трудозатратам на единицу CFP. В дальнейшем, так же будет полезно произвести выделение собственно разработки ПО по заданным алгоритмам и его отладки. Т.е. разделение весового коэффициента 480 на две части: разработки ПО и его отладки. Предположительно соотношение может быть на уровне 1:20 времени разработки ко времени отладки и менее.

ЛИТЕРАТУРА

1. Gartner Says Global IT Spending to Reach \$3.7 Trillion in 2018. [Электронный ресурс]: <https://www.gartner.com/newsroom/id/3845563> (дата обращения: 12.08.2020).
2. Мясников М.Р. Концептуальная модель оценки стоимости сложных заказных программных продуктов // Креативная экономика. – 2018. – Том 12. № 3. – С. 367-384. – doi: 10.18334/ce.12.3.38891.

3. The COSMIC Functional Size Measurement Method version 4.0.2. Introduction to the COSMIC method of measuring software.
4. The COSMIC Functional Size Measurement Method: Measurement Manual (The COSMIC Implementation Guide for ISO 19761).
5. The COSMIC Functional Size Measurement Method version 4.0.2. Guideline for sizing Real-time software.
6. ISO 14143-1 – Software and Systems Engineering – Software measurement – Functional size measurement – Definition of concepts.
7. Stern, S., Gencel, C., Embedded software memory size estimation using COSMIC: a case study, IWSM 2010.
8. Липаев В.В. Проектирование и производство сложных заказных программных продуктов. – Высшая школа экономики. – М.: СИНТЕГ, 2011. – 408 с.

M.R.Myasnikov (Concern CSRI “Elektpribor”, Saint-Petersburg) **Applying COSMIC method for sizing the functionality of real-time software**

A brief description of the relevant size measurement method is presented in the paper. The focus is on the applying this method for sizing real-time software. The author analyzes the advantages and disadvantages of the COSMIC method and considers its using for cost estimation of custom software.

УДК 621.375

Г.А. ПОДШИВАЛОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИСТАНЦИИ ДО ОБЪЕКТА, НАБЛЮДАЕМОГО В КАНАЛЕ ПАССИВНОГО ШУМОПЕЛЕНГОВАНИЯ, БЕЗ МАНЕВРА НОСИТЕЛЯ

Приведена постановка задачи определения дистанции до объекта по данным средств пассивного шумопеленгования без маневра наблюдателя. Рассмотрены существующие способы ее решения и предложен алгоритм, основанный на использовании данных об изменении пеленга объекта за период наблюдения и параметрах принятого сигнала от объекта. Обозначены достоинства и недостатки предложенного алгоритма, обозначены границы его применимости.

Введение. Одна из наиболее важных задач практической гидроакустики – определение носительных координат наблюдаемого объекта: пеленга, глубины и дистанции до него. При использовании средств пассивного шумопеленгования в распоряжении наблюдателя оказываются лишь пеленг и уровень шумового сигнала от объекта, измеренные в различные моменты времени. Существуют различные способы определения дистанции до объекта, по результатам наблюдений до и после маневра носителя [1]. Однако их нельзя применить, если носитель стационарен или его маневр не допускает сложившаяся обстановка. Другой способ оценки дистанции до шумящего объекта при движении на галсе, требует наличия большого объема априорной информации о текущих гидроакустических условиях, а также решения задачи классификации шумящего объекта [2].

В настоящей работе предложен алгоритм определения дистанции до шумящего объекта средствами пассивного шумопеленгования без маневра носителя, а также без использования информации о текущих гидрологических условиях.

Применение алгоритма. Обозначим условия применимости предлагаемого алгоритма, которые должны выполняться в течение решения задачи определения дистанции:

1. носитель и наблюдаемый шумящий объект движутся с постоянными курсом и скоростью;
2. гидрологические условия должны соответствовать сплошной акустической освещенности.

В большинстве случаев все вышеперечисленные условия выполняются, если интервал времени наблюдения составляет от 2-х до 10-и минут.

Используя методику расчета, приведенную в работе [3], рассмотрим расчетные зависимости уровня сигнала для двух разных шумящих объектов от дистанции при сплошной акустической освещенности в одном и том же частотном диапазоне.

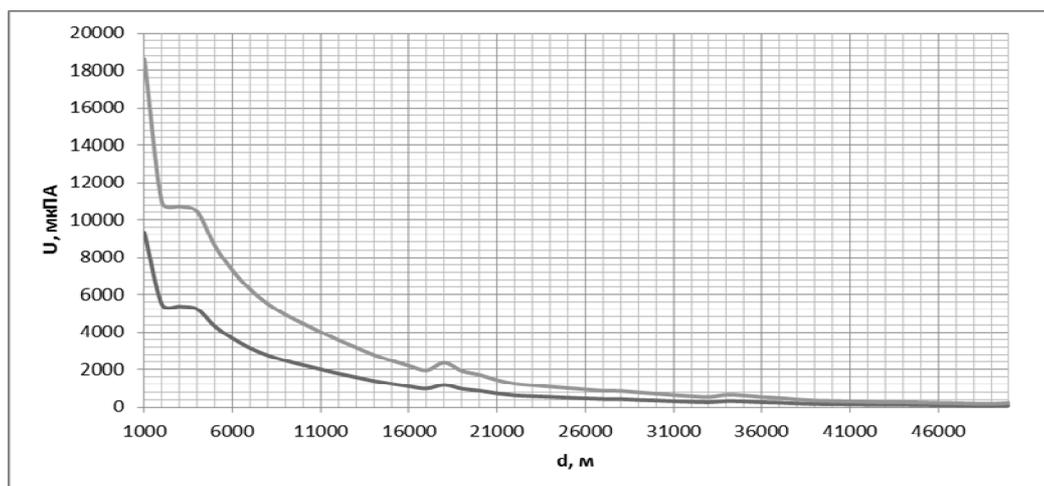


Рис. 1. Зависимость уровня сигнала от дистанции для двух шумящих объектов разных классов

Как видно из рис. 1 зависимость уровня сигнала от дистанции имеет сложную форму, но на коротком интервале времени в условиях сплошной освещённости может с приемлемой точностью аппроксимирована обратно пропорциональной зависимостью.

Алгоритм определения дистанции до шумящего объекта.

1. Осуществив N измерений пеленга шумящего объекта через равные промежутки времени, находим относительный курс шумящего объекта, решив уравнения:

$$\varphi = \operatorname{atg} \left(\frac{\sin(p_0 - p_{i+1}) \cdot \sin(p_i) \cdot i - \sin(p_0 - p_i) \cdot \sin(p_{i+1}) \cdot (i+1)}{\sin(p_0 - p_{i+1}) \cdot \cos(p_i) \cdot i - \sin(p_0 - p_i) \cdot \cos(p_{i+1}) \cdot (i+1)} \right) + k \cdot \pi, k = \{0, 1\}, \quad (1)$$

где i - порядковый номер измерения пеленга, p_0 - оценка пеленга в начальный времени t_0 , p_i - оценка пеленга в момент времени t_i , φ - относительный курс шумящего объекта, k - коэффициент, зависящий от того приближается объект или удаляется (определяется по изменению уровня сигнала). Под относительным курсом понимается направление движения шумящего объекта относительно направления движения носителя.

2. Определив относительный курс, рассчитаем значения отношения дистанции к скорости в i -ый момент времени:

$$\frac{D_i}{v} = \frac{\sin(p_{i+1} - \varphi) \cdot (i+1) \cdot \tau}{\sin(p_i - p_{i+1})}, \quad (2)$$

где D_i - дистанция до шумящего объекта в момент времени t_i , τ - временной интервал между измерениями пеленга, v - относительная скорость объекта (в системе координат наблюдателя)..

3. Выработав сглаженные оценки уровня сигнала \hat{u}_i от шумящего объекта в моменты времени t_i оценим неизвестные параметры P, B, C и получим оценку \hat{D}_i на модели затухания сигнала вида обратно пропорциональной зависимости, предлагаемой автором:

$$u_i = \frac{P}{(D_i + B)} + C. \quad (3)$$

В качестве метода оценки можно использовать итерационный метод наименьших квадратов [4]. Минимальное число измерений в этом случае составит 5.

Заключение. Предложенный алгоритм позволяет вырабатывать оценку дистанции до цели на основе информации, полученной по каналу пассивного шумопеленгования без маневра носителя. Применение робастной упрощенной модели волновода позволяет избежать сложных гидроакустических расчетов. Основными дополнительными условиями применимости изложенного подхода является продолжительное и непрерывное наблюдение за шумящим объектом и стационарность параметров волновода.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда фундаментальных исследований (проект № 19-08-00253)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Гриненков А.В.** Постановка задачи определения координат и параметров движения объектов по данным пассивных средств подводного наблюдения // Материалы XVI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» - СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. - С. 130-134
2. **Машошин А.И.** Синтез оптимального алгоритма пассивного определения дистанции до цели. – Морская радиоэлектроника, 2012, № 2 (40), с. 30-34.
3. Способ определения класса шумящей цели и дистанции до неё: пат. 2681526 Рос. Федерация № 2018106745; заявл. 22.02.18; опубл. 07.03.2019, Бюл. № 7. 11 с.
4. **Степанов, О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации / Изд. 2-е, исправлен. и дополнен / О.А. Степанов. - СПб: Университет ИТОМО, 2017. - 196 с..

G.A. Podshivalov (Concern CSRI Elektropribor, S-Petersburg). **Determination of the distance to the object observed in the passive noise detecting channel, without a carrier maneuver**

The paper presents the statement of the problem of determining the distance to the object according to the sonar data of a moving observer that does not require maneuvering. Existing methods for solving it are considered and a new algorithm based on the use of data on the change in the bearing of an object during the observation period and on the parameters of the received signal from the object is proposed. The advantages and disadvantages of the proposed method, the boundaries of its applicability are indicated.

УДК 656.13

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

ОЦЕНИВАНИЕ РАССТОЯНИЯ ДО ОБЪЕКТА В ЗОНЕ ДВИЖЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА НА ОСНОВЕ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ

В работе для решения задачи оценки расстояния между движущимися автомобилями используются методы компьютерного зрения. Используя алгоритм Виолы-Джонса, осуществляется распознавание транспортных средств, находящихся в поле зрения стереопары, и на основе карты глубины вычисляется расстояние от автомобиля до движущихся впереди транспортных средств.

Введение. В последнее время все больше и больше исследований и разработок проводится в области адаптивных систем помощи водителю (ADAS) [1], чтобы повысить безопасность и комфорт на дороге при вождении. В основе таких систем лежит множество систем и датчиков: камер, радаров, гироскопов, GPS-навигации и т. п. Распознавание транспортных средств и измерение расстояния до них является одной из важных составных частей ADAS. Ее реализация предполагает решение задач обнаружения, захвата и слежения за целью на основе технического зрения. Существуют различные способы расчета расстояния до объекта. Одно из решений таких задач подразумевает под собой использование радара или лидара [2, 3]. Показания этих приборов обеспечивают высокую точность и частоту измерений, устойчивость к помехам, независимость результата работы от времени суток. Однако, радар и лидар обладают рядом недостатков, таких как сложность при эксплуатации, дороговизна, падение точности измерений при сильных осадках [4]. В качестве альтернативного решения задачи оценки расстояния до объекта можно использовать методы с использованием камер и алгоритмов машинного обучения, которые понижают стоимость установки и позволяют частично нивелировать проблему падения точности измерения при осадках.

Оценивание расстояния до объекта. Целью работы является разработка алгоритма распознавания, слежения и оценивания расстояния до наблюдаемого объекта спереди автомобиля во время движения на основе данных со стереопары с использованием методов машинного обучения.

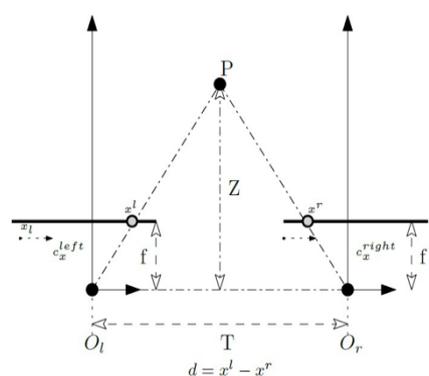


Рис. 1. Модель стереопары

Стереозрение. Применение стереозрения (стереопары) позволяет получить информацию о глубине изображения, а значит и расстояние до объекта на изображении. Для работы алгоритма необходимо первоначально провести калибровку каждой из камер, т. е. математически удалить радиальные и тангенциальные дисторсии (искажения) объектива. После этого требуется выполнить стереокалибровку и процедуру ректификации [5]. Для задачи стереосопоставления используется локальный метод – сумма абсолютных разностей (sum of absolute differences, SAD) [6]. Применяя триангуляцию [7] и принцип подобия треугольников PO_lO_r и Px_lx_r (рис. 1), где точка P соответствует координатам точки в пространстве, O_lO_r – центры проекции изображения камер, x_lx_r – горизонтальные координаты точки P на изображениях камер, учитывая при этом координаты основных точек камер c_x^{right} и c_x^{left} после калибровки, получаем уравнение глубины:

$$Z = \frac{fT}{d - (c_x^{left} - c_x^{right})}, \quad (1)$$

где $d = x_l - x_r$ – диспаратность (от англ. *disparity* – несоответствие или смещение) соответствующих точек, T – стереобаза (расстояние между точками), f – фокусное расстояние, c_x^{right} и

c_x^{left} – основные точки левой и правой камер, соответствующие пересечению основных лучей и плоскости изображения. Переход из двумерных координат изображения левой камеры в трехмерные координаты пространства осуществляется с использованием однородных координат по следующей формуле:

$$Q \begin{bmatrix} x & y & d & 1 \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} X & Y & Z & W \end{bmatrix}^T, \quad (2)$$

где (x, y) – координаты точек изображения левой камеры, (X, Y, Z) – искомые реальные координаты точек в пространстве, W – расстояние до обобщенной плоскости, Q – матрица проецирования, которая имеет следующую форму:

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -c_x^{left} \\ 0 & 1 & 0 & -c_y^{left} \\ 0 & 0 & 0 & f \\ 0 & 0 & -1/T & (c_x^{left} - c_x^{right})/T \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где все параметры соответствуют левой камере, за исключением параметра c_x^{right} , который является основной точкой правой камеры. Значения координат (X, Y, Z) можно рассчитать путем

деления соответствующего вектора $\begin{pmatrix} X & Y & Z \\ W & W & W \end{pmatrix}$.

Обнаружение объекта. Были проанализированы современные методы машинного обучения, позволяющие распознавать объекты интереса на основе данных с камеры [8, 9, 10]. В этой работе обнаружение и отслеживание осуществляется путем использования метода Виолы-Джонса [10], с использованием алгоритма машинного обучения AdaBoost [11], предназначенного для быстрой идентификации объектов на изображении. При получении полной или частичной окклюзии алгоритм все равно сохраняет работоспособность, что послужило выбором этого метода в качестве основы для классификации. Если объект не обнаруживается более чем за 5 секунд, то это рассматривается как потеря объекта из области видимости и прекращении работы алгоритма измерения.

Алгоритм оценки расстояния. Объединив метод Виолы-Джонса с системой стереоскопического зрения был синтезирован алгоритм, решающий совокупность связанных задач в ADAS. Предложенный алгоритм не обладает высокой точностью работы, но вычислительно эффективен. В качестве эталонного значения расстояния были взяты показатели работы лидара, модели (Valeo ScaLa I) с погрешностью измерения расстояния 3-5 см и точностью определения угловых координат $0,1^\circ$ [4]. Результаты сравнения работы алгоритма и лидара представлены в таблице 1. Предложенный алгоритм экономически выгодней [3, 4] и позволяет в дальнейшем расширить функционал алгоритма на распознавание дорожных знаков, пешеходов и других элементов дорожного движения.

Таблица 1

Сравнение измерения расстояния между значением лидара и стереопары

Лидар (м)	Сtereo зрение (м)	Ошибка (%)
10	10,01	0,1
15	14,98	0,13
25	25,3	1
40	39,4	1,5
50	48,5	3
80	83,84	4,8
100	95,5	4,5

Заключение. В результате работы были проанализированы существующие методы распознавания транспортных средств во время движения автомобиля. На основе известных методов технического зрения (метод Виолы-Джонса, с использованием алгоритма машинного обучения AdaBoost) был разработан алгоритм распознавания, слежения и оценивания рассто-

яния до объекта, который может быть использован в системе помощи водителю ADAS. Результаты эксперимента показали, что точность предложенного алгоритма является достаточной для обеспечения оценки расстояния до объекта [3, 4, 8], с учетом стоимости стереокамер на порядок ниже стоимости лидара.

ЛИТЕРАТУРА

1. Meiyuan Zhao, Advanced Driver Assistant System - Threats, Requirements, Security Solutions // Intel Technical white paper, 2015.P. 1-36
2. B. V. Sowmya Shree and A. Karthikeyan, Computer Vision based Advanced Driver Assistance System Algorithms with Optimization Techniques-A Review // Proc. 2nd Int. Conf. Electron. Commun.Aerosp. Technol. ICECA 2018, Iceca, 2018, pp. 821–829.
3. Woodside capital partners (WCP) The Automotive LiDAR Market//Market and Technology Overview. April 2018.
4. M. Rezaei, R. Klette, Computer Vision for Driver Assistance, Computational Imaging and Vision 45, Springer International Publishing AG 2017, 2017, pp. 147-188.
5. J. Yang, Z. Gao, R. Chu, Y. Liu, and Y. Lin, “New stereo shooting evaluation metric based on stereoscopic distortion and subjective perception,” *Opt. Rev.*, vol. 22, no. 3, pp. 459–468, 2015
6. Zalesky B.A., Lukashevich P.V. Scale Invariant Algorithm to Match Regions on Aero or Satellite Images. Proc. Pattern Recognition and Information Processing, 2011, vol. 11, pp. 25–30.
7. J. Peterson and R. Peterson. Laser triangulation for liquid film thickness measurements through multiple interfaces //APPLIED OPTICS / Vol. 45, No. 20 / 10 July 2006. pp. 4916-4926.
8. M. Braga de Paula and C. R. Jung, “Automatic detection and classification of road lane markings using onboard vehicular cameras,” *IEEE Trans. Intell. Transp. Syst.*, vol. 16, no. 6, pp. 3160–3169, Dec. 2015.
9. M. Kumar and P. Simon, “Review of lane detection and tracking algorithms in advanced driver assistance system,” *Int. J. Comput. Sci.Inf. Technol.*, vol. 7, no. 4, pp. 65–78, Aug. 2015.
10. P. Viola, M. Jones, Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. 2001. Vol. 1.
11. Freund Y., Schapire R.E. A decision-theoretic generalization of on-line learning and an application to boosting // Lecture Notes in Computer Science (including subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics). 1995. Vol. 904. P. 23–37.

O. A. Evstafev, S. V. Shavetov (ITMO University, St.Petersburg) Estimation the distance to the object in the vehicle motion area based on computer vision

In this work, computer vision methods are used to solve the problem of estimating the distance between moving cars. Using the Viola-Jones algorithm, vehicles are located that are in front of the stereo pair, and based on the depth map, the distance from the car to the vehicles moving in front is calculated.

УДК 004.932

П.В. КРАСНОВ
(Оренбургский государственный университет)

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА НАМОТКИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОЙ КАТУШКИ

Рассматривается возможность автоматического обнаружения дефектов намотки волоконного контура в реальном времени. Описывается алгоритм определения относительного положения витков катушки в процессе намотки. Оценивается возможность максимизации скорости регистрации и обработки изображения контура. Приводится реализация системы автоматизированного контроля дефектов намотки на примере макета намоточного станка. Исследуется стабильность регистрируемых значений в реальном времени.

Введение. Катушка волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) является его чувствительным элементом и качество её исполнения напрямую влияет на характеристики гироскопа. Катушка состоит из множества упорядоченных витков оптического волокна, расположенных плотно друг к другу. Контролировать регулярность намотки необходимо для своевременной регистрации и устранения дефектов намотки. Сейчас существуют системы автоматизированной намотки катушки ВОГ с автоматическим визуальным контролем качества. Опубликованы научные труды, рассматривающие устройство станков намотки с такой функциональностью, но без описания алгоритма компьютерного зрения [1] и наоборот, труды, посвящённые только алгоритмам [2, 3]. Приводимые алгоритмы, основаны на модифицированном методе межкадровой разности, применяемом для отделения движущегося объекта от фона. Как методы борьбы с шумами используются морфологические преобразования и пороговая бинаризация. Существующие алгоритмы имеют общий недостаток, они не позволяют обнаружить дефект намотки до обновления сечения контура, в котором производится захват изображения, т.е. полного оборота катушки. Также, в публикациях, не предоставляются либо время цикла обработки контура, либо характеристики компьютера, что не позволяет оценить пригодность алгоритма для иной аппаратной базы.

Целью доклада является разработка собственного алгоритма автоматического контроля качества с применением общедоступных средств компьютерного зрения и исследование производительности при известной конфигурации системы.

Проверка работоспособности алгоритма и исследование его результатов производилось на макете намоточного станка с катушкой волокна, полученной методом линейной намотки. Оптическое волокно было заменено на монофильный шнур диаметром 300 микрон. Для захвата видеоряда использовалась камера «ELP-USBFHD08S-MFV» с сенсором «OV4689» [4].

Для обеспечения лучших условий выделения контура намотки был обеспечен достаточный контраст с цветом пространства за контуром. Также был настроен объектив камеры, так чтобы в фокусе были текущий слой намотки, нижний и предполагаемый верхний, а светочувствительность – максимальна без потерь детализации изображения. Часть кадра видео захвата приведена на рис. 1.

Суть предлагаемого метода состоит в определении координат положения вершин витков на изображении за счёт использования выделения контура и поиска на нём локальных максимумов по вертикали, с анализом и сохранением значения координат по горизонтали. Пример выделенного контура приведен на рис. 2.

Для шумоподавления был использован медианный фильтр [5], а для выделения контура детектор границ Канни [6]. Далее, в симметричной относительно центра объектива, ограниченной области, зоне интереса, были определены все локальные максимумы контура. Обход матрицы бинарных пикселей производился сверху вниз, по направлению намотки. Система, имея данные о направлении намотки и количестве витков, которые должны быть обнаружены, осуществляет

поиск максимумов, соответствующих виткам катушки, по направлению намотки. В случае не обнаружения достаточного количества вершин, в зоне интереса, система выдает ошибку поиска. Визуализация зарегистрированных вершин витков приведена на рис. 3.

Как можно заметить из рис. 3, вершины витков текущего слоя намотки определяются достаточно точно. Однако при захвате кадра в реальном времени наблюдается смещение точек максимумов и регистрация множества точек в пределах одного витка, что приводит к ошибкам определения положения витков и делает невозможным дальнейший анализ. Эта проблема связана в первую очередь с шумами и несовершенством алгоритма выделения контура. С целью поиска пути решения проблемы были исследованы различные комбинации методов. Эффективность методов оценивалась по четырём параметрам:

E – усредненный модуль величины сдвига каждой точки для N кадров, в пикселях;

E_{max} – максимальная величина сдвига точки для N кадров, в пикселях;

S – количество кадров с ошибкой поиска для N кадров;

t – время от получения кадра до конца его обработки на ЭВМ.



Рис. 1. Часть кадра видео захвата исследуемого контура



Рис. 2. Выделенный контур на монохромном изображении



Рис. 3. Визуализация зарегистрированных вершин витков на исходном изображении

Исследуемые алгоритмы были реализованы с использованием библиотек «OpenCV 4.2» и «CUDA 10.1» [7] на языке программирования «C++», а исполнялись на персональном компьютере «MSI GL75SEK» [8] с процессором «Intel core i7-9750H» и видеокартой «Nvidia RTX2060». Результаты тестирования с величиной выборки в $N=1000$ кадров приведены в таб. 1.

Т а б л и ц а 1

Результаты тестирования алгоритмов выделения контура и фильтрации шумов

№	Фильтр(ы) и/или алгоритм(ы) в обозначениях OpenCV [9]	E, pix	E_{max}, pix	S	t, ms	
					На процессоре	На видеокарте
1	Grayscale+Canny	1,257	2	0	9,9	20,39
2	Grayscale+Medianblur+Canny	0,342	1	0	19,5	76,6
3	Grayscale+fastNlMeansDenoising+Canny	0,851	2	0	644,8	41,6
4	Grayscale+threshold	4,212	24	0	19,4	16,9
5	Grayscale+Medianblur+threshold	0,231	1	0	17,51	46,4

Исходя из данных представленных в таб. 1, можно сделать следующие выводы:

- пропуски кадров по ошибке поиска отсутствуют, а модуль величины сдвига указывает на то, что в 4-х из 5-ти подходов, регистрируемые точки не смещались за пределы соседних максимумов;
- использование видеокарты в случае загрузок малых объёмов данных неэффективно и для текущей реализации бесполезно;
- наилучшим алгоритмом является алгоритм, который включает в себя перевод оттенков изображения в градацию серого с последующим применением медианного фильтра и выделение границ пороговой бинаризацией.

Заключение. Предложенное распознавание витков катушки с применением поиска локальных максимумов является простым и эффективным. Приведенные алгоритмы фильтрации и детекторы границ позволяют минимизировать разброс положения регистрируемых точек в пространстве. Оценивая расстояние между смежными точками, можно делать выводы о наличии или отсутствии дефектов намотки и их типе. Дальнейшей целью исследования является совершенствование разработанных алгоритмов автоматизированной системы для контроля качества намотки катушек и формирование управляющих воздействий для устранения дефектов намотки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Andre Sharon, Stephen Lin. Development of an automated optic winding machine for gyroscope production. *Robotics and Computer Integrated Manufacturing*. 17 (2001). p.p. 223–231.
2. Chenxia Guo, Ruifeng Yang. The improved defects detection method of optical fiber winding. *Optik* 125 (2014) p.p. 675–678.
3. Haoting Liu, Wei Wang, Xinfeng Li, Feng Gao. Automatic abnormality detection for winding and splicing of fiber-optic coil. *Chin Opt Lett* (2013) 11:101501-1–101501-4.
4. OmniVision. OV4689. URL: https://www.ovt.com/download/sensorpdf/136/OmniVision_OV4689.pdf (дата обращения 02.03.2020).
5. T. Chen, K.-K. Ma, and L.-H. Chen. Tri-state median filter for image denoising. *IEEE Trans. Image Process* (1999), vol. 8, no. 12, p.p. 1834–1838.
6. J. Canny. A Computational Approach to Edge Detection. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence* (1986), Vol. PAMI-8, No. 6, p.p. 679-698.
7. Nvidia Developer. CUDA Toolkit. URL: <https://developer.nvidia.com/cuda-downloads> (дата обращения 02.03.2020).
8. MSI. GL75 specification. URL: <https://www.msi.com/Laptop/GL75-9SX/Specification> (дата обращения 02.03.2020).
9. OpenCV computer vision library. OpenCV modules. URL: <https://docs.opencv.org/master/> (дата обращения 02.03.2020).

P.V.Krasnov, (Orenburg state university, Orenburg,). Development of a computer vision algorithm for automation quality control of fiber-optic coil

The work considers the possibility of automatic detection of fiber loop winding defects in real time. Algorithm for determination of relative position of coil turns during winding of fiber circuit is described. Possibility of maximizing speed of recording and processing of contour image is estimated. The implementation of the system of automated monitoring of winding defects is described using the example of the winding machine layout. Real-time stability of recorded values is investigated.

УДК 007.03

А. Н. СЕРГЕЕНКО

(Санкт-Петербургский государственный университет и институт проблем машиноведения РАН)

РАСПРЕДЕЛЕННОЕ ОТСЛЕЖИВАНИЕ БОЛЬШОГО КОЛИЧЕСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ

Рассмотрен алгоритм обработки данных о местоположении летательных аппаратов, полученных со станций наблюдения в аэропорту в условиях наличия большого количества сопровождаемых объектов с учетом влияния произвольных, но ограниченных по амплитуде помех при измерении их местоположения. Представлены результаты моделирования для подтверждения работоспособности алгоритма.

Введение. В последнее время проблема быстрого и точного определения местоположения летательных аппаратов в режиме реального времени становится все более актуальной. Это вызвано тем, что количество летательных аппаратов (самолетов, квадрокоптеров) увеличивается с каждым годом, а, соответственно, увеличивается и загруженность воздушного пространства [1]. Слежение за ним, в свою очередь, приводит к большой нагрузке на центр обработки данных. Также часто при сборе информации о нахождении воздушных судов возникают неопределенности различного рода, например, задержки в каналах связи или помехи при передаче данных. Из-за этих проблем централизованные вычисления местоположения летательных аппаратов так же, как и вычисления, которые требуют априорного знания о виде распределения помех, становятся неэффективными, так как требуют много времени на реализацию. В настоящей работе рассматривается новый распределенный алгоритм обработки данных, основанный на стохастической оптимизации [2] и мультиагентных технологиях [3, 4, 5], который будет работоспособен в условиях произвольных, но ограниченных по амплитуде помех. [6].

Постановка задачи. Пусть существует распределенная сеть, состоящая из m летательных аппаратов и n датчиков слежения за ними (сенсоров). 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 могут обмениваться друг с другом информацией о местоположении целей согласно заранее известной топологии сети. $B_t = [b_t^{i,j}]$ – матрица связности в момент времени t . Пусть в каждый момент времени t сенсор i измеряет квадрат расстояния ρ 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 такой общий вектор оценок местоположения состояния целей $\hat{\boldsymbol{\theta}}_t = \text{col}(\hat{\mathbf{r}}_t^1, \dots, \hat{\mathbf{r}}_t^m)$, который будет практически совпадать с $\boldsymbol{\theta}_t$.

Алгоритм решения. Точное местоположение цели l можно выразить как:

$$\mathbf{r}_t^l = [C_t^{\mathbf{u}_t^i}]^{-1} D_t^{\mathbf{u}_t^i}, \quad (1)$$

где $C_t^{\mathbf{u}_t^i} = 2 \begin{bmatrix} (\mathbf{s}_t^{j_1} - \mathbf{s}_t^i)^T \\ \dots \\ (\mathbf{s}_t^{j_d} - \mathbf{s}_t^i)^T \end{bmatrix}$, $D_t^{\mathbf{u}_t^i} = \begin{bmatrix} \bar{\rho}_t^1(\mathbf{u}_t^i) + \|\mathbf{s}_t^{j_1}\|^2 - \|\mathbf{s}_t^i\|^2 \\ \dots \\ \bar{\rho}_t^1(\mathbf{u}_t^i) + \|\mathbf{s}_t^{j_d}\|^2 - \|\mathbf{s}_t^i\|^2 \end{bmatrix}$,

$\bar{\rho}_t^k(\mathbf{u}_t^i) = \rho(\mathbf{s}_t^i, \mathbf{r}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)}) - \rho(\mathbf{s}_t^{jk}, \mathbf{r}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)})$, $\rho(\mathbf{s}_t^i, \mathbf{r}_t^l) = \|\mathbf{r}_t^l - \mathbf{s}_t^i\|^2$, $l(\mathbf{u}_t^i)$ – последний элемент вектора \mathbf{u}_t^i .

Пусть сенсоры получают наблюдения с помехами:

$$y_t^i(\mathbf{u}_t^i, \hat{\mathbf{r}}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)}) = \|\hat{\mathbf{r}}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)} - [C_t^{u_t^i}]^{-1} D_t^{u_t^i}\|^2 + v_t^i = f_t(\mathbf{u}_t^i, \hat{\mathbf{r}}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)}) + v_t^i, \quad (2)$$

где v_t^i – неизвестные, но ограниченные по амплитуде помехи [6], а $\hat{\cdot}$ обозначает оценку величины.

Пусть задано вероятностное пространство (Ω, F, P) , соответствующее произвольному множеству Ω с σ -алгеброй всех событий F и вероятностной мерой P . Обозначим σ -алгебру всех вероятностных событий, которые произошли до времени t , как F_t . Пусть E_{F_t} – условное математическое ожидание относительно σ -алгебры F_t . Для того, чтобы определить точное местоположение цели, необходимо минимизировать введенную ранее в выражении (2) функцию потерь [7]:

$$\bar{F}_t(\hat{\boldsymbol{\theta}}_t) = \sum_{i \in N} E_{F_{t-1}} f_t(\mathbf{u}_t^i, \hat{\mathbf{r}}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)}) \rightarrow \min(\hat{\boldsymbol{\theta}}_t). \quad (3)$$

Распределенный мультиагентный алгоритм, которым решается задача оптимизации (3), совмещает в себе два подхода, а именно SPSA (simultaneous perturbation stochastic approximation) [8] и LVP (local voting protocol) [9]. Согласно этому алгоритму определение местоположения объекта наблюдения можно произвести по формулам:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{x}_{2k}^i = \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-2}^i + \beta \mathbf{e}_{l(\mathbf{u}_k^i)} \otimes \Delta_k^i, \quad \mathbf{x}_{2k-1}^i = \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-2}^i - \beta \mathbf{e}_{l(\mathbf{u}_k^i)} \otimes \Delta_k^i \\ \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-1}^i = \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-2}^i \\ \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k}^i = \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-1}^i - \alpha [\mathbf{e}_{l(\mathbf{u}_k^i)} \otimes \Delta_k^i \frac{y_{2k}^i(\mathbf{u}_k^i, \mathbf{x}_{2k}^i) - y_{2k-1}^i(\mathbf{u}_k^i, \mathbf{x}_{2k-1}^i)}{2\beta} + \gamma \sum_{j \in \mathbf{u}_k^i} b_t^{i,j} (\hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-1}^i - \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2k-1}^j)] \end{array} \right. , \quad (4)$$

где α, β, γ – параметры алгоритма; $\hat{\boldsymbol{\theta}}_t^i$ – общий вектор оценок состояния всех целей, полученных сенсором i ; $\{\mathbf{x}_t^i\}$ – выбранные оценки местоположения объекта, значения которых определяются с использованием оценок $\hat{\mathbf{r}}_t^{l(\mathbf{u}_t^i)}$; Δ_k^i принимает значения $\pm 0,5$ согласно распределению Бернулли с вероятностью 0,5; $\mathbf{e}_l = (\dots, 0, 1, 0, \dots)^T$ – вектор, в котором все элементы нули, кроме l -го ряда, k – шаг алгоритма.

Моделирование. Рассмотрим двумерный случай, при котором три сенсора следят за шестью целями, причем в каждый момент времени все сенсоры могут общаться между собой. Пусть помехи представляют собой поочередные периодические колебания то около +1, то около -1. Параметры в выражении (4) заданы следующими величинами: $\alpha = 0,05$; $\beta = 0,1$; $\gamma = 0,5$. Результат моделирования при таких параметрах представлен на рис.1. Видно, что предложенный алгоритм сходится, так как разница между настоящим местоположением цели и оцениваемым уменьшается с течением времени.

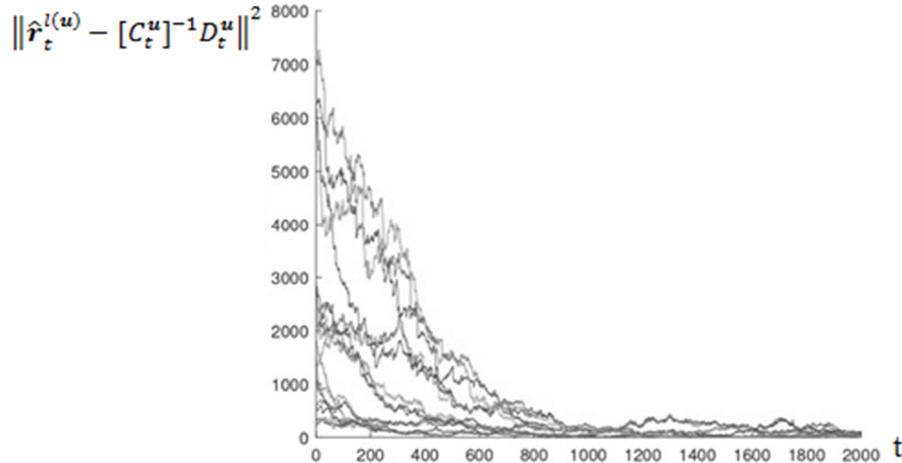


Рис 1. Зависимость остатков $\|\hat{\mathbf{r}}_t^{l(\mathbf{u})} - [C_t^u]^{-1} D_t^u\|^2$ от времени t

Заключение. В настоящей работе рассмотрен алгоритм для отслеживания большого количества летательных аппаратов в условиях влияния произвольных, но ограниченных по амплитуде помех при измерении их местоположения и приведено моделирование, подтверждающее работоспособность этого алгоритма.

Исследование проводится при поддержке Фонда содействия инновациям по договору №397ГУЦЭС8-D3/56404 от 2019 г.

ЛИТЕРАТУРА

1. Oh, S., Hwang, I., and Sastry, S. (2008). Distributed multitarget tracking and identity management. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 31(1), 12-29.
2. Spall, J.C. (1992). Multivariate stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 37(3), 332-341.
3. Olfati-Saber, R., Fax, J., and Murray, R. (2007). Consensus and cooperation in networked multi-agent systems. *Proceedings of the IEEE*, 95(1), 215-233.
4. Olfati-Saber, R. and Murray, R.M. (2004). Consensus problems in networks of agents with switching topology and time-delays. *IEEE Transactions on automatic control*, 49(9), 1520-1533.
5. Proskurnikov, A. and Tempo, R. (2018). A tutorial on modeling and analysis of dynamic social networks. Part II. *Annual Reviews in Control*, 45. 166-190.
6. Granichin, O. and Amelina, N. (2015). Simultaneous perturbation stochastic approximation for tracking under unknown but bounded disturbances. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 60(6), 1653-1658.
7. Erofeeva, V., Granichin, O., Ivanskiy, Y., and Jiang, Y. (2019). 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, Nice, France. IEEE.
8. Amelina, N., Granichin, O., Granichina, O., and Jiang, Y. (2014). Differentiated consensus in decentralized load balancing problem with randomized topology, noise, and delays. In *53rd IEEE Conference on Decision and Control*, 6969-6974. IEEE.
9. Amelina, N., Fradkov, A., Jiang, Y., and Vergados, D.J. (2015). Approximate consensus in stochastic networks with application to load balancing. *IEEE Transactions on Information Theory*, 61(4), 1739-1752.

A. N. Sergeenko (St. Petersburg State University, Saint Petersburg). **Airplanes tracking under unknown-but-bounded disturbances.**

In this paper we apply distributed multiagent algorithm to the problem of airplanes tracking. The convergence of the algorithm is illustrated by numerical simulations.

УДК 004.853

Е.О. БЕЛОУСОВ
 (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
 Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
 им. В.И. Ленина (Ульянова))

АВТОМАТИЧЕСКАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ СИГНАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ САМООРГАНИЗУЮЩИХСЯ КАРТ

В работе исследуется метод самоорганизующихся карт для классификации типов источников сигналов на основе аудиоданных. Для решения задачи классификации применяется двумерная сеть Кохонена. Проведена апробация предложенного метода классификации на натурных данных.

Введение. Одной из актуальных и наиболее сложных задач при обработке большинства реальных сигналов (речи, биомедицинских, акустических, метеорологических, сейсмических и др.), исследуемых в рамках различных научных направлений, является их классификация. Классификация – это процедура распределения множества рассматриваемых объектов по группам (классам). Распределение осуществляется на основе одного или более идентификационных признаков, которые характеризуют рассматриваемый объект. Предлагаемый доклад посвящён решению задачи определения класса объекта на основе анализа его аудиоданных.

Постановка задачи. Задача заключается в определении класса произвольного объекта из исходного множества на основе анализа параметров его сигнала. В качестве алгоритма, реализующего задачу классификации, предлагается использоваться самоорганизующаяся сеть.

Ход решения. Самоорганизующаяся сеть (сеть Кохонена, SOM) – это нейронная сеть, выполняющая задачу визуализации и анализа данных большой размерности [1, 2]. Главная особенность сети Кохонена – обучение без учителя. Поскольку изначально неизвестно количество групп, на которые будет разбито исходное множество объектов, то принято говорить о задаче кластеризации – классификация с неизвестным изначально числом классов.

В сети Кохонена нейроны размещаются на узлах двумерной решётки. Все нейроны этой решётки связаны со всеми узлами входного слоя (рис. 1). SOM не нуждается в указании целевого результата для неё. Вместо этого, участок сети, где вектор коэффициентов нейронов наиболее совпадает с входным вектором признаков, оптимизируется для большего сходства с классом, к которому принадлежит входной вектор. После заданного количества итераций обучения, сеть Кохонена принимает вид карты с устоявшимися зонами, которые и являются искомыми классами.

Обучение происходит по следующему алгоритму [2]:

1. Инициализируются весовые коэффициенты нейронов.
2. Из обучающей выборки случайно выбирается вектор признаков. Он получает статус входного вектора.
3. Производится поиск вектора коэффициентов нейронов, наиболее похожего на входной, с помощью критерия минимума евклидова расстояния. Так находится нейрон-победитель.
4. С помощью функции Гаусса высчитывается радиус окрестности нейрона-победителя, то есть находятся нейроны, окружающие нейрон-победитель.
5. Производится корректировка весовых коэффициентов сети. Компоненты вектора, описывающие нейрон-победитель, и векторов нейронов, находящихся в его окрестности, пересчитываются, с учётом параметров входного вектора.
6. Повторить с шага 2 заданное число раз.

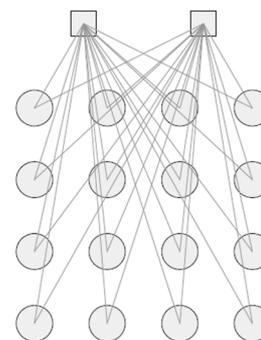


Рис. 1. Пример сети Кохонена размером 4 на 4 нейрона

Результаты моделирования. В докладе показываются результаты классификации типов источников сигналов на основе аудиоданных, взятых из открытого набора городских звуков «UrbanSound8k» [3]. Выбранный набор содержит около 8000 wav-файлов со звуками от 10 различных источников (длительность одного файла – в среднем 4 секунды, общий объем набора – 6 ГБ) и информации о принадлежности каждого звукового файла к одному из классов набора. Для работы набор был поделён на 2 части – обучающая и тестовая. Для анализа аудиоданных и моделирования сети использовались средства языка программирования Python (версия 3.7).

В качестве входных данных используется набор векторов (по одному на каждый звуковой файл), состоящих из 20 мел-частотных кепстральных коэффициентов (MFCC) [4], полученных после обработки исходных звуковых файлов методом MFCC [4] при помощи специальной библиотеки для анализа аудиоданных LibROSA [5]. MFCC – своеобразное представление энергии спектра сигнала. Преимущество использования заключается в возможности выделения наиболее значимых частот сигнала с помощью специальной мел-шкалы [6], а также ограничение количества обрабатываемой информации путём ограничения количества вычисляемых коэффициентов.

С помощью библиотеки MiniSOM [7] построена модель сети со следующими параметрами:

1. Размер: 30x30.
2. Метод определения окрестности: гауссиан.
3. Метод инициализации весов нейронов: метод главных компонент.
4. Количество итераций обучения: 500000.

В качестве успешного результата будем считать получение 10 различных кластеров (т.е. всех источников сигналов, представленных в наборе данных) с точностью кластеризации не ниже 80%. Точность проверяется с помощью тестовой части набора данных и информации о классовой принадлежности звуковых файлов.

В результате (рис. 2) получилось 10 кластеров (0 - кондиционер, 1 – автогудок, 2 – детская площадка, 3 – лай собак, 4 – сверление, 5 – двигатель автомобиля, 6 – выстрел из пистолета, 7 – отбойный молоток, 8 – сирена, 9 – уличная музыка), общая точность кластеризации составила 89%.

Заключение. Представленный в докладе метод самоорганизующихся карт для классификации источников акустических сигналов демонстрирует свою эффективность и наглядность представления результатов (благодаря возможности визуализации самой карты).

ЛИТЕРАТУРА

1. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс, 2-е издание // Издательский дом Вильямс, 2008.
2. Kohonen T. Self-organizing maps, Third, extended edition // Springer, 2001.
3. Salamon J., Jacoby C., Bello J. P. A Dataset and Taxonomy for Urban Sound Research // 22nd ACM International Conference on Multimedia, Orlando USA, 2014. URL: <https://zenodo.org/record/1203745#XjPpayVn0lQ> (дата обращения: 26.12.2019).
4. Хабр: Мел-кепстральные коэффициенты (MFCC) и распознавание речи. URL: <https://habr.com/ru/post/140828/> (дата обращения: 26.12.2019).
5. Википедия: Мел (высота звука). URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Мел_\(высота_звуча\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Мел_(высота_звуча)) (дата обращения: 26.12.2019).
6. Librosa development team: LibROSA. URL: <https://librosa.github.io/librosa/> (дата обращения: 28.12.2019).
7. Giuseppe Vettigli: MiniSOM. URL: <https://github.com/JustGlowing/minisom> (дата обращения: 20.01.2020).

E.O. Belousov (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg Electrotechnical University “LETI”, Saint-Petersburg). **Automatic classification of signal sources using self-organizing maps**

The method of self-organizing maps used as classifier of signal sources by their audio data is considered. The classification problem is solved using a two-dimensional Kohonen network. The results of the network are visualized in the form of maps. The proposed method was tested on field data from open sources.

	precision
0	0.95
1	1.00
2	0.94
3	0.92
4	1.00
5	1.00
6	0.60
7	0.55
8	0.95
9	1.00
accuracy	
macro avg	0.89
weighted avg	0.89

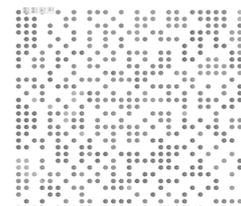


Рис. 2. Результаты классификации и точность классификации

УДК 519.816

В.Е. СТРЕЛЬНИКОВ, Д.А. МУХИН
 (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
 Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
 им В.И. Ленина (Ульянова))

АЛГОРИТМ БИНАРНОЙ КЛАССИФИКАЦИИ СИГНАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Исследуется вопрос классификации сигналов на выходе обнаружителя с распределением на полезные и ложные сигналы с использованием методов машинного обучения. Описывается процесс обучения модели классификатора и его апробации на модельных данных. Приведены результаты апробации классификатора на модельных данных.

Введение. При решении задачи обнаружения недетерминированных сигналов на практике используется энергетический обнаружитель, основанный на пороговой обработке. Выбор порога обнаружения в этом случае основан на учете двух взаимоисключающих факторов: обеспечение максимальной чувствительности тракта обнаружения и минимизации вероятности ложной тревоги. Последний фактор наиболее актуален в случае, когда результат работы обнаружителя сказывается на нагрузке оператора, ввиду необходимости дополнительной ручной классификации сигналов (принятия решения о достоверном обнаружении сигнала). Таким образом, при обеспечении максимальной чувствительности тракта обнаружения, актуальной становится задача строгой бинарной классификации данных на выходе обнаружителя на полезные сигналы и ложные срабатывания по статистическим признакам. При решении задач такого вида одним из способов решения проблемы является подход «обучения с учителем» [2].

В докладе определён перечень статистических характеристик сигналов, приводится обоснование выбора модели классификатора. Показаны результаты апробации алгоритма на модельных данных с использованием бинарного классификатора «Случайный лес» [3].

Постановка задачи. В работе рассматривается вопрос построения алгоритма классификации гидроакустических сигналов на полезные и ложные (задача бинарной классификации). На основании анализа характеристик сигналов формируется статистическая выборка, которая при подаче на вход классификатора и последующей обработке позволяет, с учётом обеспечения максимальной чувствительности тракта обнаружения, добиться снижения вероятности ложной тревоги путём бинарной классификации сигналов.

Ход решения. *Определение статистических характеристик.* Решение задачи снижения вероятности ложной тревоги обнаружителя путем бинарной классификации сигналов при обеспечении максимальной чувствительности тракта обнаружения подразумевает формирование статистической выборки подаваемой на вход классификатора. Применение методов спектрального анализа сигналов позволяет выявить и сформировать ряд количественных признаков их идентифицирующих. В ходе решения поставленной задачи было выявлено, что на основе известных спектральных характеристик можно сформировать статистические данные модели сигнала в формате обучающей выборки для «обучения с учителем». При этом стоит уделить особое внимание взаимосвязи характеристик между собой для выявления закономерностей с помощью построения корреляционной матрицы по всем статистическим данным. Этот подход позволяет исключить характеристики, мало влияющие на однозначную идентификацию.

Для построения модели классификатора были выбраны следующие спектральные характеристики:

1. Центр масс спектра (Spectral Centroid) [4] — связан с характеристикой звукового тембра «яркостью звука», которая позволяет выделять компоненты звукового целого:

$$Centroid = \frac{\sum_{k=1}^N kF[k]}{\sum_{k=1}^N F[k]}, \quad (1)$$

где $F[k]$ – амплитуда спектра, соответствующая -ому значению частоты в спектре быстрого преобразования Фурье, N – количество спектральных отсчётов.

2. Распределение спектра (Spectral Spread) [4] — является мгновенной шириной спектра:

$$Spread = \frac{\sum_k (f_k - Centroid)^2 F[f_k]}{\sum_k F[f_k]}, \quad (2)$$

где f_k – значения частот в БПФ, а $F[f_k]$ – значения амплитуд спектральных отсчётов.

3. Плотность спектра (Audio Spectrum Flatness) [4] — отражает степень тональности звукового сигнала. Высокое значение параметра плотности спектра (близкое к 1) означает степень принадлежности звукового сигнала к шуму, а низкое значение (близкое к 0) показывает его близость к тональному сигналу:

$$Flatness = \frac{\sqrt{\prod_{n=0}^{N-1} x(n)}}{\frac{\sum_{n=0}^{N-1} x(n)}{N}} = \frac{\exp\left(\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \ln x(n)\right)}{\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)}, \quad (3)$$

где $x(n)$ – значения амплитуды, N – количество спектральных отсчётов.

4. Максимальное значение мгновенной амплитуды спектра сигнала [1].

5. Превышение значения мгновенной амплитуды спектрального отсчёта над её среднеквадратичным отклонением [1].

Использование подхода обучения с учителем обусловлено тем, что известна лишь конечная совокупность прецедентов «набор, класс», а зависимость между параметрами и объектом непосредственно неизвестна. Учителем выступает обучающая выборка, то есть ранее полученный набор спектральных характеристик с учётом выявления корреляционной зависимости между ними.

Выбор и построение модели классификатора. Среди большого количества методов «обучения с учителем» раздел индукций правил, а именно их подкласс — решающие деревья [3], способны выявлять нелинейные зависимости произвольной сложности. Настройка параметров модели дерева является достаточно сложной задачей, поэтому наиболее целесообразно применить здесь бутстрэп-агрегирование и создать усреднённую модель на основе набора решающих деревьев. Указанный подход называется «Случайный лес».

Таким образом, представляется возможным обучить модель на исходной выборке, добиться желаемой точности и использовать метод обучения «Случайный лес» для решения задачи бинарной классификации сигналов. В этом случае, алгоритм построения модели классификатора для решения исходной задачи можно разделить на следующие этапы:

Этап I. Подготовка обучающей выборки – расчёт набора статистических характеристик сигналов, 70% которого используется для обучения модели (тренировочная выборка) и 30% на проверку модели (тестовая выборка).

Этап II. Обучение модели – подача тренировочной выборки на классификатор и настройка его параметров таким образом, чтобы процент ошибочно классифицированных сигналов не превышал 10% от общего количества.

Этап III. Проверка модели на тестовых данных – подача тестовой выборки на классификатор, построение кривой и матрицы ошибок, определение итоговой точности классификации.

Этап IV. Апробация на модельных данных.

Результаты моделирования. Работа производилась на языке программирования Python версии 3.8 в среде Jupyter Lab. Модель классификатора «Случайный лес» взята из библиотеки машинного обучения Scikit-learn [5]. На этапе I было получено признаковое описание 628 сигналов на основе выбранных ранее статистических характеристик. 439 сигналов включены в тренировочную выборку, а оставшиеся 189 – в тестовую. На этапе II проводилась настройка классификатора. Рассматривались следующие диапазоны параметров классификатора:

1. Количество решающих деревьев в «Случайном лесу»: от 10 до 250;
2. Максимальная глубина отдельного дерева: от 3 до 30;
3. Максимальное количество листьев: от 1 до 50;
4. Максимальное число разбиений множеств: от 2 до 10.

С учётом настройки параметров классификатора на этапе III и IV было выявлено, что в случае вхождения в «Случайный лес» 42 решающих деревьев со средней глубиной 7 и средним числом узлов 31 достигается максимальная точность классификации. Обученная модель на тренировочной выборке правильно классифицирует в 99% случаев, на тестовой – в 92% случаев.

Заключение. Исследован вопрос построения классификатора на основе методов машинного обучения. Определён перечень статистических характеристик сигналов, подаваемых на вход классификатора, которые наиболее точно описывают взаимосвязь (на основе матрицы корреляции) с объектом, таких как: центр масс, распределение, плотность, максимум амплитуды, превышение над среднеквадратичным отклонением. Предложен алгоритм бинарной классификации сигналов на основе метода машинного обучения «Случайный лес». Апробация алгоритма показала, что точность классификации на основе предложенной модели составляет 92% и является крайне высокой для решения задачи бинарной классификации при обеспечении максимальной чувствительности тракта обнаружения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Рыбин С.В.** Математические методы цифровой обработки сигналов, учебное пособие. СПб.: СПбГЭТУ "ЛЭТИ", 2015.
2. **Лапко А.В., Ченцов С.В., Крохов С.И., Фельдман Л.А.** Обучающиеся системы обработки информации и принятия решений. Непараметрический подход. – Новосибирск: Наука, 1996.
3. **Левитин А.В.** Алгоритмы. Введение в разработку и анализ. Деревья принятия решений. – М.: Вильямс, 2006
4. **Johnston J.D.** Transform coding of audio signals using perceptual noise criteria, IEEE Journal on Selected Areas in Communications. – 1988. – №6. – С. 314-323
5. **Jérémie Du Boisberrangern** Machine learning in Python «Scikit-Learn» URL: <https://scikit-learn.org/> (Дата обращения: 21.10.2019).

V.E.Strelnikov, D.A.Muhin (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg Electrotechnical University "LETI", Saint Petersburg)
Binary signal classification algorithm using machine learning methods.

Talking about the solution of a non-deterministic signal detection problem we must underline that a threshold processing detector is a base of it. The choice of the detection is tied to a maximal sensitivity of the detection path and a minimal probability of a false alarm. So it is reasonable to use the Supervised learning to determine the signals correctly. This report defines a list of statistical characteristics of the signals and substantiates the choice of the Random Forest classifier model.

УДК 681.884, 519.876.5

А.В. ШАФРАНЮК, В. В. ПРОКОПОВИЧ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

МОДЕЛЬ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ПОМЕХИ ДЛЯ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ

Представлена модель данных на выходах приёмных каналов гидроакустической фазированной антенной решётки для распределённой помехи. Основное внимание уделяется вопросам синтеза модели для пространственно некоррелированного варианта помехи, как наименее требовательного к вычислительным ресурсам. Рассматриваемый способ моделирования отличается высокой скоростью расчёта, однако имеет ряд недостатков в сравнении с моделью пространственно коррелированной помехи. Предлагаются способы устранения недостатков, а также определяется область применения такой модели.

Введение. Моделирование распределённой помехи является самостоятельной и актуальной задачей при разработке имитаторов, нацеленных на отработку алгоритмического и программного обеспечения (АПО) гидроакустических станций (ГАС) с использованием специализированных стендов [1...3]. Основным и наиболее ресурсоёмким для моделирования является шум морской поверхности (ветровая помеха), вызванный волнением моря. Шум в этом случае является непрерывно распределённым в пространстве. Его пространственный спектр рассчитывается, например, по выражению (1.2.34) из [4] в случае изотропной помехи, и по выражению (1.2.38) из [4] в случае анизотропной помехи (достаточно точное приближение шумов моря в виде ветровой помехи). Общепринято представлять распределённую ветровую помеху на входе антенной решётки как изотропную в горизонтальной плоскости, и анизотропную в вертикальной плоскости.

Распределённая помеха представляется в точке расположения антенной решётки (АР) в виде симметричного относительно вертикальной оси пространственного спектра мощности [5]: $P(\beta)$, где β – угол места. Элементарные шумовые источники при этом считаются находящимися в зоне Фраунгофера, т.е. приходящий с направления $\{\alpha, \beta\}$, где α – курсовой угол, волновой фронт является плоским. В свою очередь для изотропной модели $P(\beta) = \text{const}$, а анизотропной $P(\beta) = \text{var}$. Использование этих моделей обусловлено хорошей теоретической базой, используемой при разработке АПО ГАС, и, соответственно, подходящей для его отработки.

Основной проблемой при моделировании распределённой помехи является высокие требования к производительности, т.к. для корректной имитации пространственно коррелированного шума требуется осуществлять генерацию коррелированных случайных процессов с корреляционной матрицей размерности равной числу гидрофонов (т.е. до нескольких тысяч) с частотой до десятков кГц.

В настоящей работе рассматриваются способы моделирования распределённой помехи, позволяющие использовать диагональную матрицу корреляций, что существенно снижает их вычислительные требования. Также указаны ограничения применения подобных моделей.

Способы моделирования изотропной и анизотропной помехи.

Выделим две составляющие модели: частотную и пространственную. Они являются независимыми и первая определяет спектр мощности в зависимости от частоты, вторая – от пространственных координат. Для помехи в частотной области принимается [6] равномерный наклон спектра -6 дБ/окт во всём диапазоне частот. Таким образом, частотная модель спектра мощности помехи представляется в виде бурого шума:

$$P(f) = \frac{1}{f^2}, \quad (1)$$

где f – частота. При этом фазы спектральных отсчётов являются реализациями равномерно распределённого случайного числа в диапазоне $0 \dots 2\pi$.

Пространственный спектр мощности задаётся распределением $P(\alpha, \beta)$. Формирование помехи можно представить выражением:

$$S(i_{SR}, i_{TS}) = \sum_{i_{LS}}^{N_{LS}} P(\alpha(i_{LS}), \beta(i_{LS})) \mathbf{V}(\mathbf{A}(w(i_{TS}, i_{LS})), i_{SR}, i_{LS}), \quad (2)$$

где i_{SR} – индекс датчика АР, i_{TS} – индекс временного отсчёта, i_{LS} – индекс локального источника помехи в зоне Фраунгофера, $w(i_{TS}, i_{LS})$ – реализация белого шума, \mathbf{A} – оператор окрашивания белого шума в соответствии с моделью (1), \mathbf{V} – оператор формирования временных задержек. При этом должно соблюдаться условие $N_{LS} > N_{SR}$, где N_{SR} – число датчиков АР. Причём для получения приемлемых результатов требуется $N_{LS} \geq 3 \dots 7 N_{SR}$, т.е. такое число локальных источников, которое обеспечит хорошую определённость корреляционной матрицы спектральных отсчётов датчиков АР для каждого спектрального отсчёта рабочего диапазона частот АР.

Следует отметить, что вычислительная процедура (2) имеет ряд недостатков, которые часто приводят к отказу от использования такой модели. К основным недостаткам следует отнести:

- необходимость реализации процедур синтеза оператора \mathbf{A} на каждом цикле имитации с требуемым качеством формирования спектра (1);
- значительные вычислительные затраты при непосредственном расчёте выражения (2), где число случайных источников должно составлять свыше $3N_{SR}$.

Альтернативный способ моделирования распределённой помехи.

Ввиду указанных недостатков зачастую в качестве приближения модели (2) используют следующий способ задания помехи:

$$S(i_{SR}, i_{TS}) = P_{whole} \mathbf{A}(w(i_{TS}, i_{SR})), \quad (3)$$

где $P_{whole} = \iiint_{\alpha, \beta, f} P(\alpha, \beta, f) d\alpha d\beta df$ – общая мощность распределённой помехи в точке размеще-

ния АР. Причём зачастую, в модели (3) полагают $P(f) = \text{const}$, вместо модели (1). Заметим, что модель (3) соответствует модели (2) для антенн, рабочий диапазон которых ограничен вблизи частоты f_{23} , и у которых расстояние между соседними датчиками кратно величине

$\lambda/2 = \frac{f_{23}}{2c}$, где c – скорость звука. Однако, отметим, что это условие для большинства антенн не выполнимо и модель (3) является приближением (2) со значительным числом оговорок:

- модель (3) соответствует распределённой помехе с горизонтальной анизотропией, обратно пропорциональной коэффициенту концентрации АР;
- при формировании пространственных каналов средствами АПО, вследствие пространственной некоррелированности помехи, её спектр мощности на нижних частотах (существенно ниже f_{23}) в сформированном пространственном канале снижается, т.е. вместо спектра:

$$P_{SC}(f) \approx \frac{k_{conc}(f_{23})}{f^2 k_{conc}(f)}, \text{ где } k_{conc}(f) \text{ – коэффициент концентрации антенны в выбранном}$$

направлении, будет получен спектр $P_{SC}(f) = \frac{1}{f^2}$. Этот эффект приводит к неверной

мощности помехи в нижнем диапазоне частот и нарушению ОСП для имитируемых локальных источников шума (кораблей и т.п.).

Если первый изложенный недостаток является неустранимой особенностью моделирования помехи, то второй – необходимо исправить, так как ОСП является одной из важнейших величин, используемых при обработке АПО ГАК. Для сохранения ОСП возможно завязать мощность помехи на величину

$$k_{slope.conc}(f) = \frac{k_{conc}(f_{23})}{k_{conc}(f)}. \text{ Отметим, что для плоских антенн}$$

$k_{slope.conc}(f) = -6 \text{ дБ/окт}$, а для линейных $k_{slope.conc}(f) = -3 \text{ дБ/окт}$. Модель компенсированной помехи примет вид, отличный от (1):

$$P_{corr}(f) = k_{slope.conc} P(f) + P_{corr.shift},$$

где $P_{corr.shift} = P(f_{corr})(1 - k_{slope.conc})$, $f_{corr} = \frac{c}{2d_{corr}}$, d_{corr} – среднее расстояние между соседними датчиками в АР.

При этом нужно учесть, что при использовании предложенного подхода будет получен корректный спектр помехи в пространственных каналах, но искажённый по выходам датчиков АР $S(i_{SR}, i_{TS})$.

Заключение. В работе рассмотрены два основных способа имитации распределённой помехи моря на выходах приёмных каналов гидроакустической фазированной антенной решётки.

Расчет пространственно коррелированного варианта помехи безусловно является наиболее адекватным, однако применение этого алгоритма затруднено высокими требованиями к производительности используемого вычислителя.

Применение пространственно некоррелированного варианта помехи, несмотря на низкие требования к вычислительным ресурсам, ограничено в силу указанных в работе недостатков. Для устранения одного из них (некорректная мощность спектра на выходе сформированных пространственных каналов в антенной решётке) предлагается внесение корректирующей составляющей, зависящей от формы антенны и её параметров. Такая коррекция нарушает форму спектра на выходе приёмных каналов, однако позволяет использовать модель для отработки АПО ГАС, где наиболее значимым параметром является отношение сигнал-помеха, а не соотношение мощности в частотных диапазонах.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ №19-08-00253 А

ЛИТЕРАТУРА

1. **Прокопович В.В.** Сравнение декларативного и императивного подходов к моделированию гидроакустических систем // Сборник трудов конференции УМАС-2018, 2018, с. 331–338.
2. **Шейнман Е.Л., Емилова Р.Р.** Моделирование интегрированной системы мониторинга судоходства в морской акватории // Труды международной конференции по мягким вычислениям, 2017, с. 420–423.
3. **Шафранюк А.В., Прокопович В.В.** Подход к построению универсального имитационного программного обеспечения в интересах отработки технических и алгоритмических решений в гидроакустике // Сборник трудов конференции УМАС-2016, с. 257–266.
4. **Малышкин Г.С.** Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов, СПб: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электронприбор", 2007, 400 стр.
5. **Марасёв С.В., Машошин А.И.** Задачи, решаемые системой гидроакустических расчетов // Морская радиоэлектроника, 2015, №2, с. 40–45.
6. **Урик Роберт Дж.** Основы гидроакустики, Л.: Судостроение, 1978, перевод с английского, 448 стр.

A.V.Shafranyuk (Concern CSRI “Elektropribor”, Saint-Petersburg), **V.V.Prokopovich** (Concern CSRI “Elektropribor”, Saint-Petersburg) **Model of uncorrected clutter for phased antenna array**

A data model is presented at the outputs of the receiving channels of a hydroacoustic phased array antenna for distributed interference. The focus is on the synthesis of the model for a spatially uncorrelated version of the interference. The considered modeling method is characterized by a high calculation speed, however, it has a number of disadvantages in comparison with the correlated model. The report suggests ways to address the shortcomings and determine the scope of such a model.

УДК 681.88

И. С. НАЛБАТ, В. С. МЕЛЬКАНОВИЧ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОГРАММНЫЙ ИМИТАТОР ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В ГИДРОАКУСТИЧЕСКОМ ШУМОПЕЛЕНГАТОРЕ

Разработан технологический имитатор сигналов цилиндрической антенной решетки с горизонтальной осью симметрии. Реализованы два варианта имитации сигналов на элементах антенной решетки во временной и частотной областях, а также генерация сигнала распределенной помехи заданного спектрального состава и пространственной корреляции.

Введение. Задача отладки и отработки гидроакустических изделий в процессе их создания на верхнем уровне представления связана с использованием имитаторов, обеспечивающих проверку функционирования этих изделий в сложных ситуациях, когда каждая цель имеет свои параметры движения, динамически изменяющиеся параметры излучаемых сигналов, наличие дискретных спектральных компонент [1,2].

Помимо упомянутых сложных задач, существуют более простые задачи, связанные с контролем качества реализации и функционирования отдельных элементов на этапах разработки гидроакустического изделия и калибровки его как измерительного прибора.

В этой ситуации оказывается необходимым использовать более простые модели сигналов и помех, которые обеспечивали бы получение однозначно предсказуемого результата по выходу каждой из компонент системы обработки данных.

Задача настоящей работы состоит в создании алгоритмов программного технологического имитатора, предназначенного для отработки операций (функций) первичной обработки сигналов в гидроакустических изделиях, включая быстрое преобразование Фурье, формирование характеристик направленности (ФХН), первичное обнаружение и пеленгование [3].

Результатом работы имитатора являются временные последовательности данных, соответствующих выходам аналого-цифровых преобразователей (АЦП) сигналов элементарных каналов на примере гидроакустической цилиндрической антенной решетки с горизонтальной осью симметрии.

Характеристики разработанного имитатора. Ниже представлены основные характеристики разработанного имитатора:

- имитируемый сигнал задается в равномерной шкале в координатах азимут - угол места;
- сигналы локальных источников моделируются в виде плоских волновых фронтов, соответствующих заданным параметрам лучевых картин, в число которых входят значения уровня, направлений прихода и задержек для каждой из траекторий распространений лучей;
- распределенная помеха моделируется в виде изотропного шума с задаваемым (управляемым) характером спада спектра и задаваемой пространственной корреляцией.

Основные алгоритмические решения.

Разработаны и программно реализованы два алгоритма генерации сигналов локальных источников:

- в частотной области для отработки арифметической точности процедуры ФХН;
- во временной области для отработки эффектов, связанных с декорреляцией [4] сигналов, распространяющихся вдоль антенной решетки при ограниченной длительности интервала спектрального анализа.

Под имитацией в частотной области подразумевается имитация комплексных спектральных отсчетов сигналов, соответствующих выходам преобразования Фурье. В противоположность имитации в частотной области, имитация во временной области подразумевает формирование модельных сигналов на входе быстрого преобразования Фурье выходных сигналов гидрофонов

во временной области с учетом задержек, величина которых определяется временем распространения сигнала от источника до каждого из гидрофонов.

Имитатор сигналов во временной области предназначен для отработки эффектов, связанных с декорреляцией сигналов, распространяющихся вдоль антенной решетки при ограниченной длительности интервала спектрального анализа. Для генерации помехи с частотно-зависимой пространственной корреляцией реализована пространственная фильтрация сигнала в области частотно временных выборок. Процедура генерации сигналов во временной области включает следующие операции:

- формирование шумового сигнала с увеличенным в несколько раз по отношению к штатному АЦП частотой представления;
- частотная фильтрация сформированного сигнала, обеспечивающая ограничение высокочастотных спектральных компонент и необходимый (задаваемый) характер спада энергетического спектра;
- выборка полученного гладкого процесса в соответствии с вычисленными начальными и конечными индексами, определяющиеся задержкой распространения сигнала по конкретному лучу для данного гидрофона;
- выемка в соответствии с индексами, которые вычисляются исходя из величины задержки, и последующее суммирование компонент лучей на каждом из гидрофоне;
- дополнение сигнала повешенной частоты имитации данными очередной реализации, и очередное выполнение всех перечисленных этапов;
- по завершению очередного цикла имитации формируется дополнительная выборка сигнала.

Для генерации помехи с частотно-зависимой пространственной корреляцией реализована пространственная фильтрация сигнала в области частотно временных выборок [1].

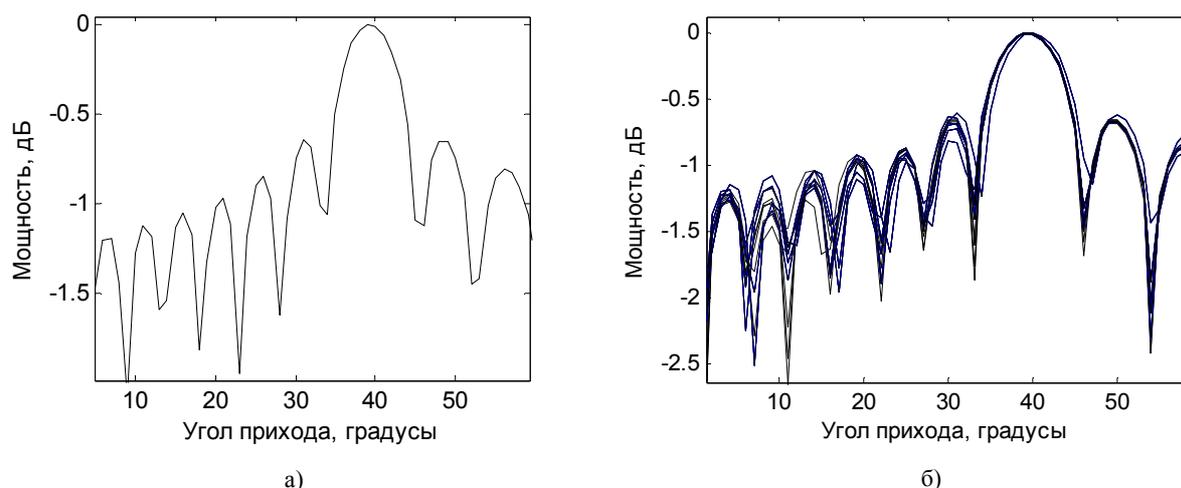


Рис. 1. Результат ФХН на пяти последовательных интервалах спектрального анализа при имитации в частотной области (а) и временной области (б).

Для иллюстрации эффекта декорреляции сигналов на рис. 1. приведены развертки по выходу ФХН, полученные на пяти последовательных интервалах спектрального анализа по данным имитации в частотной (а) и временной (б) областях. Как видно из рисунков, эффекты декорреляции отсутствуют в случае имитации в частотной области, а в случае имитации во временной области, эти эффекты проявляются как в искажениях бокового поля, так и в частичном изменении формы главного лепестка сигнального отклика.

Рассмотренный выше эффект наблюдается при построении диаграммы направленности цилиндрической антенной решетки в отсутствие шума в случае имитатора в частотной области (рис.2а) и в случае имитатора во временной области (рис.2б). Хорошо видно большое количество нерегулярных искажений боковых лепестков вне зоны основного лепестка.

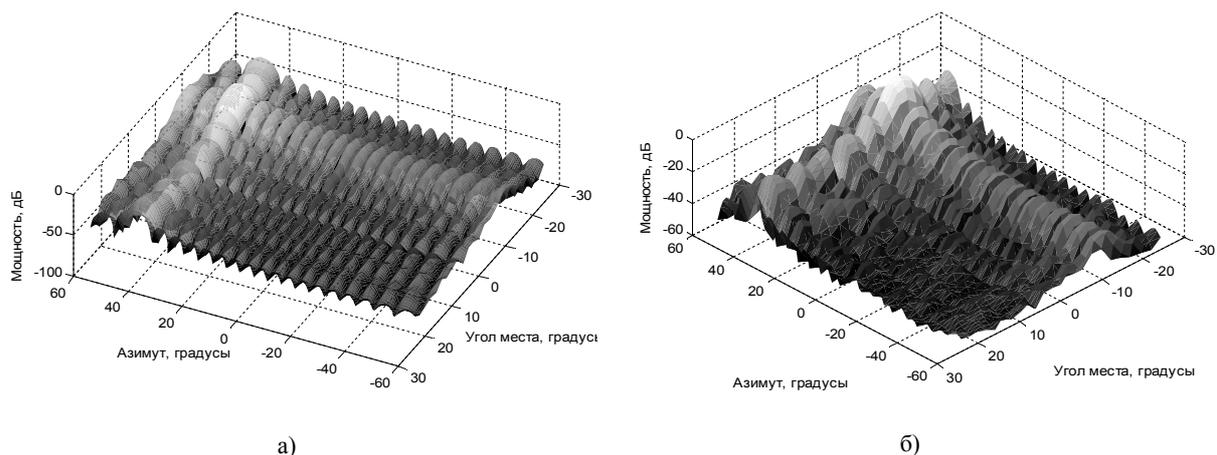


Рис. 2. Отклик системы обзора на плоский волновой фронт при имитации в частотной области (а) и временной области (б).

Заключение. Разработан и протестирован программный имитатор сигналов, поступающих от гидроакустических антенных решеток в аппаратуру цифровой обработки сигналов гидроакустического комплекса.

Имитатор обеспечивает формирование тестовых данных, как для отладки алгоритмов, так и для настройки и отладки функционирования аппаратуры гидроакустического комплекса.

В целях оценки влияния специфических особенностей гидроакустических сигналов на качество решения задач обнаружения и пеленгования сигналов реализованы два варианта имитации гидроакустических сигналов локальных источников – в частотной и во временной областях, а также два варианта имитации фоновой помехи – в виде некоррелированного и коррелированного по пространству шума.

Имитатор был использован для оценки влияния выбора параметров реализации алгоритмов на декорреляцию волновых фронтов применительно к цилиндрической антенной решетке с горизонтальной осью симметрии.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ, проект № 20-08-00130.

ЛИТЕРАТУРА

1. Долгов А.Н., Раскита М.А. «Имитатор гидроакустических сигналов для отладки научного гидроакустического оборудования, предназначенного для мониторинга водных биоресурсов» *Известия Южного федерального университета. Технические науки*, 2011, № 9, с. 52-56
2. Шейнман Е. Л., Афанасьев А. Н., Куприянов М. С. и др. Имитатор входных гидроакустических сигналов интегрированной системы подводного наблюдения *Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ» Информатика и компьютерные технологии* 2017, № 8, с.11-16
3. Малышкин Г.С. Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов. Т.1 Оптимальные методы. – СПб.: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2011. – 400 с.
4. Малышкин Г.С. Оптимальные и адаптивные методы обработки гидроакустических сигналов. Т.2 Адаптивные методы. – СПб.: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2011. – 374 с.

I.S.Nalbat, V.S.Melkanovich (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **Technological software simulator for testing signal processing in a hydroacoustic hydrophone**

A technological simulator of the signals of a cylindrical antenna array with a horizontal axis of symmetry has been developed. There are two options for simulating signals on the elements of the antenna array in the time and frequency domains. A distributed interference signal of a given spectral composition and spatial correlation is generated.

▪ **БОРТОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ** ▪

УДК 681.892

Р.Л. КРЮЧКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»,
Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
им. В. И. Ульянова (Ленина))

**ОТКРЫТАЯ АРХИТЕКТУРА ДЛЯ ПРОСМОТРА
И АНАЛИЗА АКУСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ**

В докладе приводятся результаты построения открытой архитектуры для просмотра и анализа акустических данных с использованием готовых технических решений на базе технологии обмена аудиоданными. Выбранные решения апробированы при разработке имитатора первичного и вторичного акустического поля.

Введение. На этапе проектирования программно – аппаратных комплексов, разработчик решает задачу построения архитектуры с применением готовых типовых элементов с целью уменьшения сроков и стоимости разработки.

В задачах обработки акустической информации, типовыми элементами являются:

- графическое представление данных с возможностью просмотра и оценки параметров входных аудиоданных во временной, частотной и частотно-временной области;
- воспроизведение заранее созданных аудиоданных;
- подключение различных источников аудиоданных;
- архивации информации в заданном формате.

При оценке возможности заимствования в разработке готового типового элемента, необходимо определить его соответствие согласно заданным критериям (например, возможность внесения необходимых изменений в программный код), а также определить интерфейс взаимодействия с другими задачами комплекса.

В настоящем докладе представлены результаты выбора типовых элементов, а также определена открытая архитектура для обмена аудиоданными и с возможностью оперативного наращивания функциональности в соответствии с заданными требованиями. Технические решения показаны на примере создания программно – аппаратного комплекса имитатора первичного и вторичного акустического поля.

Выбор программного обеспечения (ПО) для вывода и воспроизведения аудиоданных. Одним из критериев выбора программных средств по воспроизведению и просмотра аудиоданных, было задано требование по кроссплатформенности и наличию открытого исходного кода с возможностью его дальнейшей модернизации. По результату поиска, была выбрана программа Sonic Visualiser (SV).

SV – это программа с открытым исходным кодом для операционных систем (ОС) Windows, Linux и Mac, предназначенная для просмотра и анализа аудиоданных [1]. SV позволяет оператору просматривать входной поток аудиоданных в реальном масштабе времени. Благодаря поддержке в SV механизма плагинов, можно реализовать дополнительные функции по обра-

Научный руководитель к.т.н., начальник отдела Грузликов А.М.

ботке и генерации сигналов. Дополнительно, SV поддерживает технологии по обмену аудиоданных, что позволило определить SV одним из ключевых звеньев разрабатываемой открытой архитектуры.

Технологии информационного обмена аудиоданными. На этапе выбора технологии обмена были заданы следующие критерии:

1. Кроссплатформенность: возможность использовать ПО на разных ОС;
2. Возможность одновременной коммутации нескольких источников аудиоданных без перезапуска программного продукта и использования средств разработки;
3. Низкая задержка при трансляции данных;
4. Открытый исходный код;
5. Простота использования при разработке ПО.

По результату проведенных поисков были выделены следующие технологии обмена аудиоданными [2]: PortAudio, PulseAudio и JACK.

PortAudio – является бесплатной кроссплатформенной библиотекой с открытым исходным кодом реализованной на языке C. Программы, использующие ее, могут работать на многих ОС, включая Windows, Mac OS X и Linux. PortAudio поддерживает Core Audio, ALSA и MME, DirectSound, ASIO и WASAPI в Windows [3]. PortAudio основан на парадигме обратного вызова, аналогичной JACK и ASIO. К сожалению, разработка кода была прекращена в 2016 году.

PulseAudio – это кроссплатформенный сервер, созданный в качестве замены ESD (Enlightened Sound Daemon), распространяемый через проект freedesktop.org. Сервер разработан под ОС Linux, и был переведён под ОС Solaris, FreeBSD, NetBSD, Mac OS X и Windows без последующей поддержки и обновления. PulseAudio является свободным программным обеспечением и распространяется под лицензией GNU GPL [4].

PulseAudio работает в качестве прослойки между приложениями и аудио устройствами, он принимает данные от одного или нескольких источников и транслирует их одному или нескольким приемникам (аппаратными устройствами, ALSA или OSS).

К плюсам PulseAudio можно отнести:

- Поддержка более одного источника
- Смешивание потоков с разными частотными характеристиками от разных источников.
- Низкая задержка
- Точное измерение задержки
- Возможность синхронизации нескольких потоков воспроизведения.
- Возможность объединить несколько звуковых карт в одну.

JACK (JACK audio connection kit) – это кроссплатформенный сервер с низкой задержкой при передаче аудиоданных, который работает под ОС Linux, Mac OS X, Solaris, FreeBSD и Windows и позволяет работать с ALSA, PortAudio, CoreAudio, FFADO и OSS [5].

JACK позволяет подключить несколько клиентских приложений к аудио устройству и обмениваться аудио и MIDI данными друг с другом. Клиенты, могут быть построены как отдельные процессы, так и работать в составе JACK-сервера в качестве плагина.

JACK предоставляет API, который обеспечивает высокий уровень абстракции для разработчиков и позволяет им сосредоточиться на основной функциональности разрабатываемого ПО. JACK API основан на парадигме обратного вызова: клиент JACK предоставляет функцию, которую JACK вызывает в нужное время. Аудио данные в JACK представлены в виде 32-битных значений с плавающей запятой.

К плюсам JACK можно отнести:

- Поддержка более одного источника
- Кроссплатформенность
- Смешивание потоков от разных источников
- Низкая задержка
- API с высоким уровнем абстракции

Сравнение технологий обмена представлены в следующей таблице:

Сравнение технологий обмена

Заданные критерии	Технологии		
	PortAudio	PulseAudio	JACK
Кроссплатформенность	+	-	+
Возможность одновременной коммутации нескольких устройств	-	+	+
Низкая задержка при трансляции данных	+	+	+
Наличие открытого исходного кода	+	+	+
Простота использования.	+	-	+

Заключение. Выбранные типовые элементы для решения задачи просмотра и анализа аудиоданных существенно сократили сроки разработки программного обеспечения. Использование JACK в качестве средств информационного обмена между задачами, позволило создать открытую архитектуру с возможностью просмотра и анализа данных оператором, а также возможностью подключения бытовых, профессиональных аудиоустройств и устройств зарегистрированных в государственном реестре средств измерений.

Натурная апробация разработанного программно-аппаратного комплекса имитации первичного и вторичного акустического поля с использованием разработанной открытой архитектуры показала правильность выбранных технических решений.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 19-08-00052 а.

ЛИТЕРАТУРА

1. Официальный сайт Sonic Visualiser: сайт. URL: <https://www.sonicvisualiser.org> (дата обращения: 28.01.2020). Текст: электронный.
2. Victor Lazzarini, Computer Music Instruments II: Realtime and Object-Oriented Audio // Springer, 2019, 374 с.
3. Официальный сайт PortAudio: сайт. URL: <http://portaudio.com> (дата обращения: 28.01.2020). Текст: электронный.
4. Свободная энциклопедия Википедия, статья "PulseAudio": сайт. URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/PulseAudio> (дата обращения: 28.01.2020). Текст: электронный.
5. Официальный сайт JACK: сайт. URL: <https://jackaudio.org> (дата обращения: 28.01.2020). Текст: электронный.

R.L.Kryuchkov (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg Electrotechnical University "LETI", Saint Petersburg). **Open architecture for viewing and analyzing acoustic data**

The paper presents the result of building an open architecture for viewing and analyzing acoustic data using off-the-shelf technical solutions based on audio data exchange technology. The selected solutions were tested in the development of a simulator of the primary and secondary acoustic field.

УДК 629.7

Ю. Л. СИЕК, Е. В. ХУТОРНАЯ
(Санкт-Петербургский государственный морской технический университет)

ПАРАЛЛЕЛЬНОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ ПОДВОДНОГО АППАРАТА

В докладе рассмотрено решение системы дифференциальных уравнений для бесплатформенной инерциальной навигационной системы подводного аппарата двумя методами: методом Эйлера и методом Рунге-Кутты. Представлены параллельные алгоритмы решения указанной задачи. В качестве вычислителя выбран многоядерный процессор. При написании программного обеспечения применена библиотека OpenMP, которая ускорила время выполнения разработанных программ.

Введение. Общеизвестно, что наиболее безопасным и эффективным путем исследования морских глубин является использование технических средств, обеспечивающих косвенное присутствие человека под водой. Важную роль в этом играют подводные аппараты (ПА). К основным тенденциям развития подводных аппаратов можно отнести минимизацию их размеров и энергопотребления при сохранении (или улучшении) их функциональных характеристик [1].

В докладе рассматривается математическая модель, описывающая алгоритм идеальной работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), в виде системы дифференциальных уравнений. Сложность математического обеспечения БИНС предъявляет требования к бортовому вычислителю подводного аппарата, для которого становится необходимым условие обеспечения возможности параллельного выполнения предложенных алгоритмов, а следовательно представление вычислительной среды системы управления подводного аппарата в виде системы на многоядерных процессорах. Таким образом, целью работы является исследование способов организации вычислительной среды ПА, поддерживающей параллельные технологии.

Способы организации архитектур высокопроизводительной вычислительной среды подводных аппаратов. Высокопроизводительная вычислительная среда ПА связывает все бортовые системы и обрабатывает множество поступающих сигналов. Для ее организации используются архитектуры класса «много потоков команд, много потоков данных». Одна из возможных архитектур этого класса – это система с общей памятью. Все процессоры такой архитектуры связываются общей шиной и имеют общую память. Преимущество: простота и универсальность для программирования. Недостатки: данная система плохо масштабируется.

Вторая схема – это система с распределенной памятью, где память физически разделена между процессорами, и каждый процессор имеет доступ только к своей памяти. Межпроцессорный обмен происходит через коммуникационную среду. Недостатки: сложность написания программ. Преимущество: возможность неограниченно наращивать число процессоров в системе. В докладе бортовая вычислительная среда ПА рассматривается как система с общей памятью [2].

Математическое обеспечение модели БИНС ПА. Главным режимом работы ПА является пространственное маневрирование, которое реализуется с использованием данных бесплатформенной инерциальной навигационной системой. Математическая модель БИНС ПА в докладе представлена системой дифференциальных уравнений [3], для решения которой разработаны программы с учетом того, что они будут выполняться в системе с общей памятью, а именно на одноплатных бортовых компьютерах.

Выбор одноплатного бортового компьютера. Среди множества вариантов на современном рынке микроэлектроники особый интерес представляют последние разработки отечественных производителей. Компания MicroMax разработала одноплатный компьютер, построенный на российском многоядерном процессоре Мультикор. Компьютер форм-фактора РС/104 создан в рамках импортозамещения и предназначен для использования в широком спектре встраиваемых промышленных приложений [4]. Поэтому данный компьютер может быть использован в качестве вычислительной среды ПА.

Программное обеспечение вычислительной среды ПА, поддерживающей параллельные технологии. На рис. 1 представлена блок-схема программы, решающей задачу инерциальной навигации ПА.

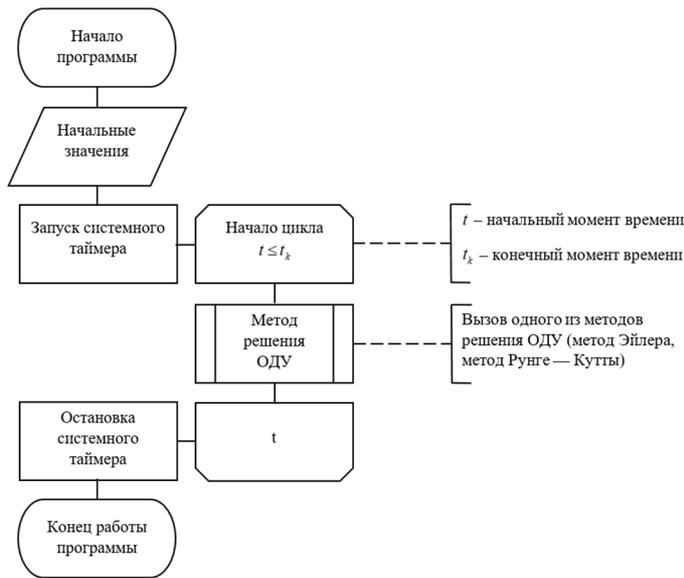


Рис. 1. Блок-схема программы, решающей задачу инерциальной навигации ПА

инициализация потоков и выставление приоритетов не требуется. Программная реализация представлена на языке C++ с использованием открытого стандарта для распараллеливания программ – библиотекой OpenMP, предназначенной для систем с общей памятью. С помощью специальных директив библиотеки OpenMP объявляются участки параллельной области, уравнения разбиваются на группы, устанавливается количество используемых потоков.

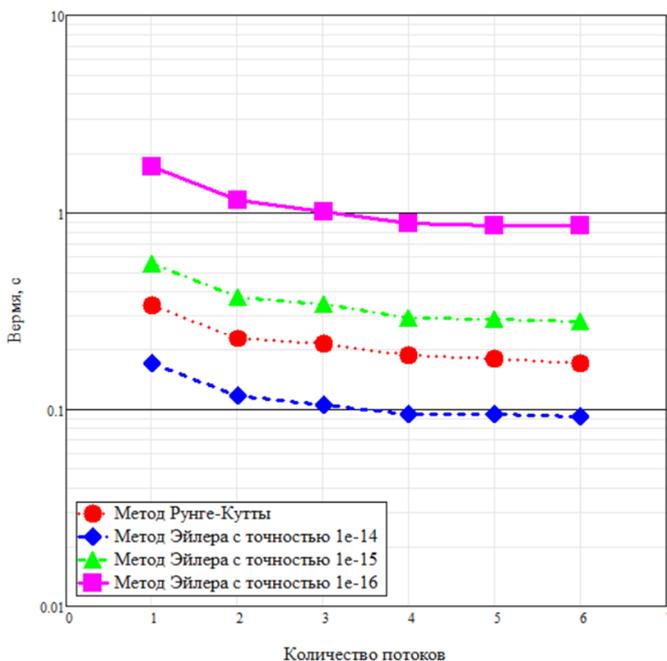


Рис. 2. График зависимости времени выполнения программ для различного числа потоков

программ на пяти и шести потоках, где ускорение с ростом потоков практически не увеличилось. Поэтому можно сделать предположение, что данные программы покажут лучший результат при решении поставленной задачи на операционной системе реального времени.

В начале происходит инициализация начальных параметров БИНС. Затем запускается цикл с вызовом подпрограммы решения задачи Коши для системы дифференциальных уравнений. Для исследования возможного ускорения программ выбраны два метода: метод Эйлера с контролем точности и метод Рунге-Кутты четвертого порядка. При изучении системы дифференциальных уравнений БИНС можно заметить, что все уравнения вычисляются независимо друг от друга, поэтому можно прибегнуть к параллелизму задач, т.е. все правые части уравнений разбить на группы. Каждая группа будет выполняться на своем ядре многоядерного процессора. Поскольку вычисления проходят независимо друг от друга, такие инструменты как синхронизация потоков и выставление приоритетов не требуется.

Результаты тестирования программного обеспечения вычислительной среды ПА. После написания программ с использованием технологий параллельного программирования проведены испытания по выявлению возможного ускорения. График зависимости времени выполнения программ (рис. 2) для различного числа потоков показывает, что библиотека OpenMP равносильно ускорила работу всех программ. Ускорение в разных методах получилось примерно одинаковым: от 33% (для 2 потоков) до 53% (для 6 потоков). Поскольку испытания проводились на персональном компьютере на базе шестиядерного процессора Intel с установленной операционной системой Windows, данный факт приводит к некоторым сложностям интерпретации результатов испытаний программы. Операционная система персонального компьютера «мешает» программам работать максимально эффективно. Это можно заметить по результатам выполнения программ на пяти и шести потоках, где ускорение с ростом потоков практически не увеличилось.

Заключение. Разработано параллельное программное обеспечение для решения системы дифференциальных уравнений, алгоритма идеальной работы БИНС ПА. Система дифференциальных уравнений решена двумя методами (методом Эйлера с контролем точности и методом Рунге-Кутты четвертого порядка). Тестирование программы показало, что время ее выполнения сократилось в два раза при использовании шести потоков. В качестве возможной вычислительной среды ПА выбран отечественный одноплатный компьютер с многоядерным процессором Мультикор.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Агеев М.Д., Кисилев Л.В., Матвиенко Ю.В.** и др. Автономные подводные роботы. Системы и технологии Под общ. ред. акад. М.Д. Агеева. М.: Наука, 2005. 398 с.
2. **Александр Калачев.** Высокопроизводительные многоядерные процессоры для встраиваемых систем // Компоненты и технологии. 2010. № 2
3. **Сиек, Ю.Л., Хуторная, Е.В.** Информационная модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы подводного робота // Морские интеллектуальные технологии. 2017. 2(36) Т.1. С. 105–111.
4. АО НПЦ «ЭЛВИС» – российские процессоры «Мультикор» [Электронный ресурс]: Компьютер для железнодорожной автоматики. URL: http://multicore.ru/index.php?id=1248&tx_ttnews%5Btt_news%5D=259&cHash=97e3b42a78f1ad642fbf3717ee606bae

Yu. L. Siek, E.V. Khutornaia (St.Petersburg State Marine Technical University). **Parallel programming for solving the problem of orientation and navigation of the underwater vehicle**

The paper considers the solution of a system of differential equations for a strapdown inertial navigation system of an underwater vehicle using two methods: the Euler method and the Runge-Kutta method. Parallel algorithms for solving this problem are presented. A multi-core processor is selected as the computer. When writing software, the OpenMP library was used, which accelerated the execution time of the developed programs.

УДК 681.51

Е. В. ЛУКОЯНОВ, А. М. ГРУЗЛИКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АЛГОРИТМ СИНТЕЗА ИЕРАРХИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Исследуется иерархическая диагностическая модель распределенной вычислительной системы. Модель встраивается в программное обеспечение системы и предназначена для тестового диагностирования нарушений в адресации обменов между программными модулями системы. Предлагается алгоритм синтеза структуры диагностической модели для случая присутствия в ней более одной точки слияния.

Введение. Рассмотрение вопросов диагностирования занимает важное место в процессе проектирования систем обработки информации и управления, поскольку от качества их решения зависит надежность и отказоустойчивость систем. Применяемые на практике решения основываются на техниках функционального и тестового диагностирования [2, 6, 7]. Объектом рассмотрения в настоящем докладе является произвольная бортовая распределенная вычислительная система (РВС), представленная набором функционально связанных программных модулей, которые исполняются либо на одном вычислительном устройстве (ВУ), либо путем распределенных вычислений на совокупности ВУ. Далее для описания вычислительной системы используется параллельная модель [1]. Модель встраивается в программное обеспечение системы, исполняясь параллельно основным функциональным алгоритмам, и предназначена для тестового диагностирования нарушений в адресации обменов между программными модулями системы. Рассматриваемая модель относится к классу дискретно-событийных систем (ДСС) [5], которые широко применяются при анализе и тестировании сложных систем [8].

В докладе предлагается алгоритм синтеза иерархической диагностической модели РВС, которая является параллельной по отношению к системе. Благодаря присутствию в иерархической модели более одной точки слияния её использование позволяет уменьшать размерность модели, тем самым сокращая объем диагностической информации, передаваемой между ПМ, улучшая показатели надежности и времени работы алгоритмов построения тестов.

Алгоритм синтеза иерархической модели. Алгоритм состоит из трех этапов и справедлив для любой РВС [2]. При ее формировании на первом и втором этапах создается структура модели. На первом этапе, основываясь на результатах [3], по виду графа межмодульных связей РВС строится множество вычислительных путей, составляющих покрытие ребер графа. Затем с каждым из полученных путей сопоставляется цепь из такого числа динамических звеньев, через сколько программных модулей (ПМ) проходит данный путь. После описанных построений модель системы представляется совокупностью функционально независимых цепей, а задача диагностирования может быть сведена к диагностированию отдельных цепей. Однако такая структура модели и подход к диагностированию обладает рядом недостатков, среди которых большой объем диагностической информации, который необходимо передавать по каналам обмена.

На втором этапе алгоритма в полученную модель вводятся точки слияния цепей, сокращая тем самым количество динамических звеньев и как следствие объем передаваемой диагностической информации.

На третьем этапе формирования модели определяется вид динамических звеньев $M_{i,j}$, $i = 1, n_j$, $j = 1, m$, (n_j – число динамических звеньев в j -ой цепи, m – число цепей в модели). При этом основополагающим является тот факт, что искомая динамическая модель системы далее используется для построения тестов. Известно [5], что процедура построения тестов упрощается, если модель системы, во-первых, линейна, а во-вторых, управляема и наблюдаема. Отсюда можно сформулировать требование к звеньям цепей модели. Они должны быть линейны. Кроме того, звенья должны быть таковы, чтобы модель системы была бы управляема и наблюда-

ема. Динамическое описание модели цепи получается по следующим правилам. Используется вектор состояния $\mathbf{x}(k)$, составленный из векторов состояния звеньев $\mathbf{x}_i(k) \in F^n, i = 1, n_j$, ($F = \{0, 1\}$ – двоичное поле), входящих в модель. Перенос информации между ПМ и средствами диагностирования в каждом i -м информационном обмене описывается с помощью матриц динамики, входа и выхода модели $\mathbf{F}(j(k)) \in F^{n_j \times n_j}$, $\mathbf{G}(j(k)) \in F^{n_j \times n_j q}$, $\mathbf{H}(j(k)) \in F^{n_j p \times n_j n}$, q и p – размерности входного и выходного векторов. Тогда модель имеет вид:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}(j(k))\mathbf{x}(k) + \mathbf{G}(j(k))\mathbf{u}(k), \mathbf{y}(k) = \mathbf{H}(j(k))\mathbf{x}(k), j(k) = 1, n_j + 1 \quad (1)$$

В работе [4] описано решение второго этапа синтеза иерархического алгоритма с использованием модели (1) при существенных ограничениях. В настоящей работе для этого этапа предлагается усовершенствованный алгоритм. Псевдокод алгоритма, обеспечивающего поиск точек слияния независимых цепей представлен на рис. 1а.

```

1: procedure CHAINMERGE(L, M, P)
2:   T ← MakeHash(|P|, 0)
3:   M ← MakeVector()
4:   key ← 0
5:   node ← 0
6:   for all l ∈ L do
7:     key ← HashSearch(T, Tail(l))
8:     if T[key] ≠ 0 then
9:       node ← NodeMerge(T[key], Tail(l))
10:      PushBack(M, node)
11:     else
12:       HashInsert(T, Tail(l))
13:     end if
14:   end for
15:   return |L| - |M| - 1
16: end procedure

```

(а)

```

17: procedure NODEMERGE(N1, N2)
18:   mergednode ← 0
19:   if N1.listnum ≠ N2.listnum then
20:     if N1.nodenum == N2.nodenum then
21:       for all prev ∈ N1.prev[] do
22:         if prev.nodenum == N2.prev.nodenum then
23:           mergednode ← NodeMerge(prev, N2.prev)
24:           return mergednode
25:         end if
26:       end for
27:       N1.prev[] ← PushBack(N2.prev)
28:       N2.prev.next ← N1
29:       DeleteNodes(N2)
30:       mergednode ← N1
31:       return mergednode
32:     end if
33:   end if
34: end procedure

```

(б)

Рис. 1 – Алгоритм слияния цепей для общего случая РВС (а), процедура объединения двух вершин разных цепей (б).

Для работы алгоритма используются две промежуточные структуры данных: двунаправленный список для хранения независимых цепей модели, хеш-таблица для выполнения операций со списками. Суть алгоритма заключается в следующем:

1. на первом этапе (строки 6-14) хвостовые узлы всех списков по ключу заносятся в хеш-таблицу. При этом проводится проверка на наличие в ячейке хэш-таблицы более чем одного узла. В случае обнаружения вызывается процедура *NodeMerge* (Рис. 1б, строки 17-34), которая возвращает номер узла слияния. Получившийся узел заносится в множество M (процедура *PushBack*);
2. процедура слияния списков *NodeMerge* является рекурсивной, так как в процессе процедуры слияния происходит спуск по имеющемуся списку (структуре), до тех пор, пока вершины объединяемых списков совпадают. Когда неравенство выполняется, списки (структуры) объединяются, т.е. происходит перенаправление указателей, а дублирующие узлы удаляются с помощью функции *DeleteNodes*;
3. в конце алгоритма по разности мощностей исходного множества L и получившейся в результате процедур слияния мощности множества M , вычисляется количество списков, которое не учувствовало в слиянии.

Таким образом, выполнение алгоритма может привести к следующим ситуациям:

1. структура, состоящая из независимых цепей (совпадает с исходной), $|M| = 0$;
2. структура состоящая из множества независимых цепей и множества структур с несколькими точками слияния, если $|L| - |M| \neq 0$;
3. полностью иерархическая структура, если $|L| - |M| = 0$.

Результирующая асимптотическая сложность алгоритма, определяющая зависимость роста времени его исполнения от размерности модели, является логарифмической с полиномиальным

коэффициентом $O(|L|^2 \log_{|L|} n)$, однако при $|L| \ll n$ она становится логарифмической $O(\log_{|L|} n)$ и зависит только от общего количества звеньев в модели n .

Заключение. В докладе исследуется иерархическая диагностическая модель распределенной вычислительной системы. Модель встраивается в программное обеспечение системы и предназначена для тестового диагностирования нарушений в адресации обменов между программными модулями системы. Предложен алгоритм синтеза структуры диагностической модели для минимизации размерности результирующего диагностического вектора и как следствие уменьшения диагностической информации, передаваемой по каналам обмена. Асимптотическая сложность алгоритма позволяет реализовать его в любом современном бортовом вычислите общего назначения, с целью оперативной реконфигурации модели под изменения происходящие в системе в процессе эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Грузликов А. М., Колесов Н. В., Лукоянов Е. В.** Тестовое диагностирование адресаций информационных обменов в вычислительных системах с использованием параллельной модели // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2018. №. 3. С. 76–89.
2. **Колесов Н. В., Толмачева М. В., Юхта П. В.** Системы реального времени. Планирование, анализ, диагностирование // СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2014. Т. 180.
3. **Грузликов А. М., Колесов Н. В.** Дискретно-событийная диагностическая модель распределенной вычислительной системы. Независимые цепи // Автоматика и телемеханика. 2016. №. 10. С. 140–155.
4. **Грузликов А. М., Колесов Н. В.** Дискретно-событийная диагностическая модель для распределенной вычислительной системы. Слияние цепей // Автоматика и телемеханика. 2017. №. 4. С. 126–134.
5. **Cassandras C. G., Lafortune S.** Introduction to discrete event systems. Springer Science & Business Media, 2009.
6. **Isermann R.** Fault-diagnosis applications: model-based condition monitoring: actuators, drives, machinery, plants, sensors, and fault-tolerant systems. Springer Science & Business Media, 2011.
7. **Patton R. J., Frank P. M., Clark R. N.** (ed.). Issues of fault diagnosis for dynamic systems. Springer Science & Business Media, 2013.
8. **Zaytoon J., Lafortune S.** Overview of fault diagnosis methods for discrete event systems // Annual Reviews in Control. 2013. Т. 37. №. 2. С. 308–320.

E.V. Lukoyanov, A.M. Gruzlikov (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg). Synthesis of the hierarchical model algorithm of the distributed computing system.

A diagnostic hierarchical model of a distributed computing system is investigated. The model is built into the system software and is intended for the test diagnosis of violations in addressing exchanges between the system software modules. An algorithm for synthesizing the structure of the diagnostic model is proposed for the case of the presence of more than one merge point.

УДК 65.012.122

Ю.М. СКОРОДУМОВ, А.М. ГРУЗЛИКОВ
(АО Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)**ПОЛИНОМИАЛЬНЫЕ АЛГОРИТМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ЗАДАНИЙ
В РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИСТЕМАХ***Исследуется задача поточного планирования заданий в распределенных вычислительных системах реального времени, которая предполагает поиск наилучшего упорядочивания по критерию минимума общей длительности выполнения заданий. Проведен анализ трех известных алгоритмов НЕН, CDS и РКС при наличии на машинах буфера обмена и при его отсутствии.*

Введение. В докладе обсуждаются вопросы организации вычислений, известной под названием задача поточного планирования (англ. – permutation flowshop scheduling) (PFS) и характерной для многоканальных распределенных вычислительных систем (РВС) 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, что PFS задача является NP-трудной, поэтому для её решения используются различные эвристические методы [1]. В настоящем докладе, проведено исследование эффективности полиномиальных алгоритмов НЕН [2], CDS [3], РКС [4] при планировании заданий для двух видов РВС – при наличии и при отсутствии буфера обмена между машинами.

Для сравнения алгоритмов использовался эталонный набор тестовых заданий [5], у которых выполнение операций на машинах задаётся простой последовательностью задач, т.е. конвейерного типа.

Постановка задачи flow shop планирования. Задано множество задач, которое разбито на независимые группы (далее задания), задачи в которых связаны отношением предшествования. Планированию подлежат m заданий $\tau = \{\tau_j | j = \overline{1, m}\}$. Каждое j -е задание состоит из $|T_j|$ задач $\tau_{j,i}$ длительностью $e_{j,i}$. Произведенное назначение заданий, которое соответствует случаю поточного выполнения, т.е. имеется m изоморфизмов $\varphi_j : G_j(S_j, T_j) \rightarrow F(Q, P)$ $j = \overline{1, m}$, где $G_j(S_j, T_j)$ – граф межзадачных связей j -го задания, S_j - множество ребер, T_j – множество вершин (задач), $F(Q, P)$ – граф межпроцессорных связей, Q – множество ребер, P – множество машин (с одинаковой производительностью).

В работе рассматривается два варианта реализации РВС. Первый случай подразумевает наличие для каждой машины входного буфера для хранения данных, поступающих с предыдущей машины. Второй случай, данный буфер отсутствует, что характерно для вычислительных систем, построенных на базе недорогих микроконтроллеров или устройств, не обладающих достаточным объемом памяти. С точки зрения организации вычислительного процесса для систем с буферизацией возможно отложенное выполнение задачи, то есть ее запуск осуществляется не по готовности данных, а по готовности машины взять их в обработку после завершения выполнения предыдущей задачи. Таким образом, в системах с буферизацией возможно формирование очередей данных для запуска задач на каждой из машин.

Полиномиальные алгоритмы планирования. Для решения PFS задачи были выбраны детерминированные полиномиальные алгоритмы, имеющие различную вычислительную сложность и получившие широкое распространение благодаря простоте реализации.

НЕН-алгоритм [2]. Алгоритм основывается на ограниченном переборе возможных вариантов упорядочивания заданий. Работа алгоритма состоит из двух этапов:

1. Формирование списка заданий в соответствии с заданным правилом (например, по возрастанию длительности выполнения заданий);

- Последовательный выбор заданий из списка, с выбором наилучшего размещения в соответствии с заданным критерием. После выбора размещения задания, позиция задания по отношению к ранее назначенным заданиям не меняется. Работа алгоритма завершается при назначении позиций для всех заданий.

CDS-алгоритм [3]. Теоретическую основу алгоритма составляет построение оптимального решения PSF задачи на основании правила Джонсона предложенное им в [6] для двух машин. Прием, распространяющий этот подход на произвольное число машин n , заключается в замене $n-1$ машины одной, для которой нагрузкой являются m задач, причем длительность j -й задачи определяется суммой длительностей задач j -го задания на объединенных $n-1$ машинах. Подобным образом формируются всевозможные варианты сведения, для каждого из которых применяется правило Джонсона т.е. составляется оптимальный план, после чего из полученных планов выбирается наилучший.

PKC-алгоритм [4]. Алгоритм основан на использовании понятия разрешимых классов системы [4]. Для определения классов вводится отношение доминирования на множестве P – машина P_q доминирует над машиной P_r ($P_q > P_r$), если: $\min_j e_{q,j} \geq \max_j e_{r,j}, (j = \overline{1, m})$.

Исходя из отношения доминирования, определены четыре типовых разрешимых классов системы, для которых существуют беспереборные оптимальные алгоритмы линейной сложности. На этих алгоритмах основан субоптимальный алгоритм планирования общего вида, выполнение которого состоит в последовательном соотношении PFS задачи к одному из разрешимых классов. Учитывая, неоднозначность определения разрешимого класса, в РКC-алгоритм был добавлен вариант рассмотрения альтернативного класса, при этом выбор последовательности выполнения заданий проверяется по заданному критерию планирования в PFS. Полученный алгоритм также характеризуется линейной сложностью.

Результаты моделирования. Выбор тестовых примеров для проверки эвристических алгоритмов, как правило, осуществляется субъективно. Традиционно для сравнения алгоритмов используются тесты для архитектуры, допускающей буфер обмена между задачами, предложенные Тейлардом в 1989 г. для заданий конвейерного типа. Одной из проблем при сравнении алгоритмов является вопрос оценки оптимального значения согласно заданному критерию [5].

Для рассматриваемых выше методов планирования было проведено исследование эффективности на эталонных тестах для PBC при наличии в машинах буфера обмена (рис. 1.а) и при его отсутствии (рис. 1.б).

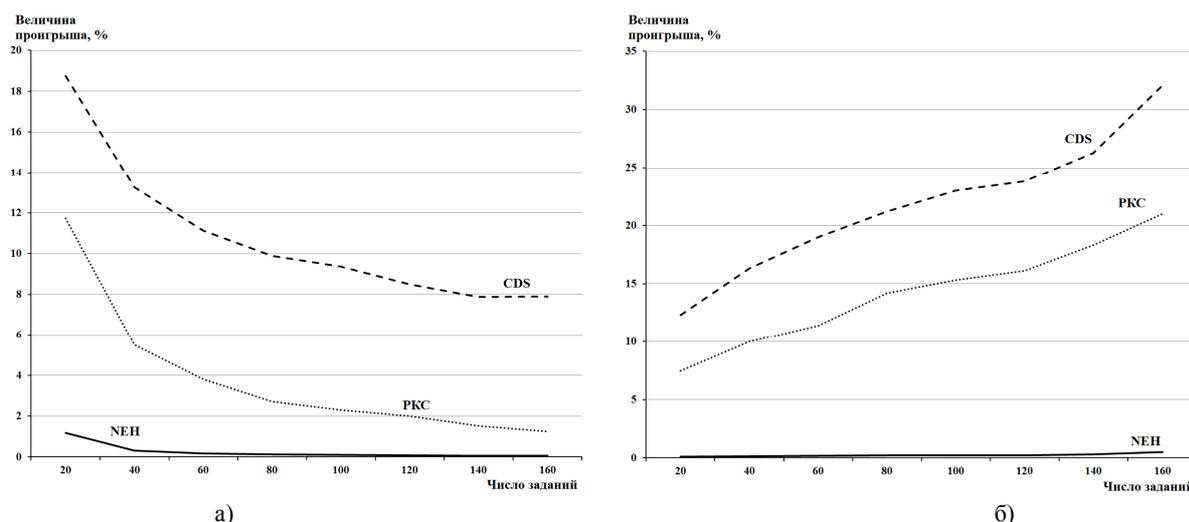


Рис. 1. Исследование эффективности полиномиальных алгоритмов планирования по отношению к оценке границы оптимального значения при наличии в машине буфера обмена (а) и при его отсутствии (б)

Заключение. Полученные результаты показали, что наилучшим по значению критерия эффективности оказывается NEH-алгоритм.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 19-08-00052 а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Конвей Р.В., Максвелл В.А., Миллер Л.В.** Теория расписаний. М.: Наука, 1975. 359 с.
2. Nawaz M, Enscore 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.
3. **В.И. Левин, И.Ю. Мирецкий.** Оптимальное планирование работ в конвейерных системах. // Автомат и телемех. 1996, №6, С. 3–30.
4. **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.
5. Taillard, E. Benchmarks for basic scheduling problems, EJOR 64(2): 278-285, 1993.
6. Johnson, S. Optimal two- and three-stage production schedules with setup times included. Naval Research Logistics Quarterly, 1(1):61-68, 1954.

Yu.M. Skorodumov, A.M. Gruzlikov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg, Russia). **Polynomial flow shop scheduling algorithms for distributed systems**

The article investigates the solution of the Cmax permutation flow shop problem for distributed computing systems. The result of an analysis of three well-known NEH, CDS, and RCS algorithms for wait and no-wait machine architecture are presented.

УДК 681.51

А. Х. МУРСАЕВ, М. Н. ГРЕЧУХИН

(Санкт-Петербургский Государственный Электротехнический Университет «ЛЭТИ»
им. В. И. Ульянова (Ленина))**ВЕРИФИКАЦИЯ АППАРАТУРНЫХ РЕАЛИЗАЦИЙ СРЕДСТВ ШИФРАЦИИ ДАННЫХ**

Предлагается программная среда для функциональной верификации с использованием многоуровневого теста и ограниченно рандомизированного тестирования. Такая среда может легко перестраиваться на тестирование широко класса устройств с различной технической и структурной организацией, в том числе устройств шифрации данных.

Введение. Шифрация информации является одним из важнейших средств обеспечения информационной безопасности. До последнего времени зашифровывали в основном текстовые и звуковые сообщения, а со скоростями передачи информации этого типа вполне справляются процессорные средства общего назначения. Но в последнее время возникла потребность и возможность обработки более интенсивных потоков данных, в том числе передача в реальном времени результатов секретных испытаний, закрытые видеоконференции, кодирование телевизионных сигналов в закрытых платных кабельных сетях и т.п. Здесь необходима скорость обработки до нескольких десятков миллионов символов в секунду, поэтому требования по производительности шифраторов/дешифраторов непрерывно растут и повышают интерес к аппаратной реализации этих задач. Аппаратурная реализация шифраторов при весьма умеренной стоимости обеспечивает не только уникальную производительность (до десятков гигабитов в секунду), но и 100% устойчивость к техническим средствам взлома [1]. Верификация – это важнейший этап разработки, в том числе и для аппаратных реализаций. Это процесс, призванный продемонстрировать соответствие предоставленной архитектуры спецификациям – отнимает по разным оценкам до 70% от всех усилий, затраченных на разработку устройства. Возникает задача поиска оптимальных, наименее затратных методов верификации, обеспечивающих, тем не менее, требуемый результат. В рассматриваемой области можно отметить многообразие и в то же время общность действий, характерных для различных структур и алгоритмов шифрации. В докладе предлагается структура программного комплекса, легко перестраиваемого на тестирование различных устройств шифрации и иных устройств для защиты данных в сетях передачи.

Область применения среды тестирования. Большинство современных алгоритмов шифрации, таких как Data Encryption Standard (DES), International Data Encryption Algorithm (IDEA), Advanced Encryption Standard (AES) Рейндаля, а также ГОСТ 28147-89 используют разбиение потока исходных данных на блоки по несколько десятков битов (поэтому их называют блочными) [2]. Блоки кодируются независимо, последовательно друг за другом. Алгоритмы объединяет то, что для каждого блока выполняется многократное повторение двух базовых операций – перестановки битов в шифруемом блоке и поэлементная замена фрагментов шифруемых блоков (байтов, тетрад и т. п.) на соответствующие им значения, содержащиеся в памяти ключей шифрации.

Хотя приведенные алгоритмы многократно верифицированы, при их аппаратной реализации (например, в микросхемах программируемой логики) могут возникать непредсказуемые ошибки, например, некорректное задание и исполнение перестановок, ошибки в задании таблиц замен, рассогласование во времени. При аппаратной реализации даже конкретного избранного алгоритма возможен широкий спектр технических решений, отличающихся используемой схемотехникой, затратами и производительностью. К тому же в пределах одной технологической базы возможны различные архитектурные решения в зависимости от требований производительности (выполнение шагов последовательно во времени на одном модуле, выполняющем преобразования для одного шага, использование индивидуальных модулей для исполнения отдельных шагов и объединенных в конвейер, а также смешанные варианты структурной реализации) [1].

Принципы построения среды. Одним из путей уменьшения затрат на верификацию систем является разработка универсальной среды (программного комплекса), которая легко перестраивается для проведения экспериментов над различными по организации устройствами или программными моделями таких устройств. Кроме того, тестирование должно проводиться на большом числе выборок шифруемых данных и на различных наборах ключей. Исходя из этого, система верификации должно строиться на базе следующих принципов [3]:

1. слоистая структура комплекса программных средств отладки. Благодаря такой организации для приспособления системы для нового алгоритма или архитектуры не требуется полностью переписывать программный код, а лишь изменить отдельные составляющие комплекса;
2. использование общих конструкций (шаблонов) для большинства программных модулей;
3. псевдослучайные тестовые последовательности с ограничениями (random constraint technology). Причем, в связи с тем, что фактические параметры и условия эксплуатации верифицируемого объекта могут меняться для различных приложений проекта, рандомизации подвергаются не только совокупности данных, но и архитектурные свойства, и параметры этого объекта;
4. контроль покрытия проекта тестами.

Тестовая среда в такой постановке – это программная структура, содержащая набор взаимодействующих между собой компонентов, разделенных на ряд уровней. Нижний, сигнальный уровень предоставляет связь на уровне сигналов с тестируемым устройством (ТУ) и обеспечивает абстракцию имён, чтобы предоставить возможность использования компонентов верификации с различными ТУ. На этом уровне осуществляется формирование стимулирующих воздействий на ТУ и фиксация его реакции в соответствии с интерфейсом.

Следующий, командный уровень содержит драйверы, связанные с различными интерфейсами физического уровня. Здесь генерируется ожидаемая реакция ТУ и сравниваются предсказанные и реальные реакции. На этом уровне транзакция – это атомарная операция обмена данными или командами с помощью интерфейса. Функциональный уровень обеспечивает необходимые уровни абстракции для обработки транзакций уровня приложений и проверяет правильность функционирования ТУ. Сценарный уровень предоставляет контролируемые и синхронизируемые генераторы данных и транзакций. Они инициируют выдачу стимулирующих воздействий на ТУ нижними уровнями тестовой среды.

Компоненты тестового уровня включают совокупность ограничений на генераторы, определение новых псевдослучайных сценариев, средства синхронизации различных транзакторов и создания направленных тестовых воздействий. Тестовый уровень выбирает новые псевдослучайные сценарии и совокупность ограничений на генераторы, опираясь на результаты предыдущих тестов, обеспечивает синхронизацию различных транзакторов. Каждый уровень обязательно включает в себя средства контроля правильности исполнения вызываемых функций и контроля покрытий.

Многослойная структура, в которой тестовая среда представляет набор взаимодействующих между собой компонентов, приводит к идее реализации с помощью объектно-ориентированного языка. Соответствующие компоненты тестовой среды описаны в виде классов языка SystemVerilog. Объекты среды представляют собой экземпляры соответствующих классов и взаимодействуют посредством почтовых ящиков (mailbox). Настройка среды на новое ТУ сводится к перекомпоновке объектов и декларации параметров.

Заключение. Создана рабочая тестовая среда для верификации устройства шифрации. Преимуществом подхода является то, что для верификации нового устройства можно не создавать новую среду, а просто расширить старую. Таким образом, после небольших изменений возможно использование представленной методики и среды для верификации других специализированных устройств, предназначенных для трансляции и обработки блоков данных, например, устройств пакетизации потоков, сжатия данных, помехозащищенного кодирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Мурсаев А.Х., Амеленко В.О.** Высокопроизводительные устройства шифрации информации // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ», №5, 2015. СПб: Издательство СПбГЭТУ «ЛЭТИ». С. 22–27.
2. **Алферов А.П., Зубов А.Ю., Кузьмин А.С., Черемушкин А.В.** Основы криптографии, 2-е изд., испр. и доп. М.: Гелиос, 2002.
3. **Verificaion Methodology Manual for SystemVerilog/** by Janick Bergeron, Eduard Cerny, Andrew Nightingale, Alan Hunter – Springer Science+Business Media, 2005.

A. Kh. Mursaev, M.N.Grechuhin (Saint-Petersburg Elektrotechnical Univercity “LETI”). **Verification of encrypting-decrypting devices hardware implementations**

Environment for hardware functional verification based on layered testbench and random-constraint testing technology is proposed. It can be easily adapted to the testing of a wide class of devices with various technical and structural organization, including devices for data encryption.

УДК 681.518.3

А. С. БУДКОВ, Е. С. НЕРЕТИН
(Московский авиационный институт, ООО «ОАК-Центр комплексирования»)

ФУНКЦИОНАЛЬНОЕ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧИ 4-D НАВИГАЦИИ»

Работа посвящена анализу проблем, возникающих при полётах по маршрутам четырёхмерной навигации, анализу существующих решений в современных комплексах бортового радиоэлектронного оборудования и разработке функционального программно-алгоритмического обеспечения системы поддержки принятия решения.

Введение. Одним из направлений развития аэронавигации в соответствии с глобальным аэронавигационным планом ИКАО [1] является повышение степени интероперабельности, эффективности и пропускной способности бортовых и наземных систем для повышения координации между органами обслуживания воздушного движения за счет использования систем передачи данных между службами организации воздушного движения.

Интероперабельность (т.е. способность к взаимодействию) бортовых и наземных систем позволяет оперативно в автоматизированном режиме анализировать большое количество маршрутной информации в режиме реального времени.

При успешном повышении степени интероперабельности бортовых и наземных систем станет доступна возможность глобального согласованного управления четырёхмерными траекториями.

Для реализации этой возможности требуется модернизация не только наземной аэронавигационной инфраструктуры, но и модернизация существующих комплексов бортового оборудования. Одной из основных бортовых систем, решающая задачу полёта воздушного судна по заданному маршруту, является система самолетовождения.

Анализ проблем при выполнении полётов по четырёхмерным маршрутам (т.е. в режиме определения координат с учётом времени), а также существующих решений современных систем самолетовождения показал, что при возникновении конфликтных ситуаций или появления вдоль сформированной траектории сложных метеоусловий реакции от системы не последует. Ответственность за принятие решения об отклонении от заданного плана полёта в таких ситуациях полностью лежит на экипаже воздушного судна. Более того, при невозможности выполнения ограничения по заданному времени прибытия в точку назначения система отреагирует лишь уведомлением об этом.

Наличие автоматизированного обмена и возможности анализа маршрутной информации сделает возможным предлагать экипажу решения в сложных ситуациях, возникающих при выполнении маршрутного задания по четырёхмерным траекториям с учётом требований ИКАО по выдерживанию навигационных характеристик [2].

Таким образом, для решения обозначенных проблем требуется:

- внедрение алгоритмов поиска оптимального четырёхмерного маршрута по следующим критериям:
 - минимизация разницы между заданным временем прибытия в точку назначения и расчетным временем прибытия;
 - минимизация затрачиваемого топлива;
 - минимизация затрачиваемого времени;
 - минимизация затрачиваемого топлива/времени (вес критериям присваивается на основе индекса стоимости (определяется стратегией авиакомпании)).
- разработка алгоритмов траекторного управления [3];
- внедрение экспертной системы, которая на основе решения задачи поиска оптимального маршрута обеспечивает различные возможные стратегии полёта при возникновении типовых проблемных ситуаций, связанных с нарушением выполнения четырёхмерного маршрута.

Доклад посвящен описанию архитектуры функционального программно-алгоритмического обеспечения экспертной системы принятия решения.

Архитектура системы поддержки принятия решения и принцип работы системы. Разработанная архитектура системы поддержки принятия решения для решения поставленных задач представлена на рисунке 1.



Рис. 1. Архитектура системы поддержки принятия решения

Модуль планирования полёта постоянно работает в сканирующем режиме. Его задача осуществлять контроль информации о погодных условиях и ограничениях воздушного пространства в процессе выполнения заданного плана полёта. При возникновении проблемы, требующей ремаршрутизации, он обеспечивает поиск оптимального по критерию стоимости трехмерного маршрута при текущем скоростном профиле на основе методов теории графов. При этом, при поиске оптимальной траектории учитываются лётно-технические характеристики воздушного судна и актуальная информация о ветре, в особенности при изменении вертикального профиля полёта.

Результатом работы модуля является сформированная модифицированная траектория полёта, обеспечивающая решение конфликтной ситуации, облёт зоны сложных метеоусловий или запретных зон.

Следующим шагом модуль оптимизации траектории обеспечивает расчёт параметров модифицированной траектории при различном скоростном профиле его пролёта.

Результатом работы модуля является выдача информации о четырёх стратегиях пролёта (при наличии) модифицированной траектории полёта, сформированной модулем планирования.

Возможны ситуации, когда невозможно обеспечить решение задачи по критерию минимизации разницы между заданным и расчётным временем прибытия. В таком случае обеспечиваются решения только по остальным трём критериям.

Заключительным шагом работы системы является функционирование экспертной системы, которая в зависимости от возникшей ситуации обеспечивает выдачу информации о возможных стратегиях полёта посредством взаимодействия с человеко-машинным интерфейсом системы самолётовождения. Экипаж, в свою очередь, получает возможность провести детальный анализ автоматически рассчитанной информации о каждой из доступных стратегий и принять решение, выбрав одну из них.

Особенность системы заключается в модификации существующих подходов к решению задачи поиска оптимального маршрута [4, 5] и внедрение экспертной системы, которая существенно упрощает процесс принятия решения в условиях жестких требований и ограничений к выполнению четырёхмерных маршрутов.

Заключение. В результате выполнения работы проведен анализ проблем, возникающих при полётах по маршрутам четырёхмерной навигации, анализ существующих решений и подходов

к решению задачи поиска оптимального маршрута. На основе проведённого анализа спроектирована архитектура и разработано программно-алгоритмическое обеспечение системы поддержки принятия решения. Дальнейшее развитие системы предполагает расширение функционала экспертной системы в сторону автоматического взаимодействия с органами воздушного движения и службами авиакомпаний с целью минимизации взаимодействия экипажа с системой и риска ошибочного принятия решения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глобальный аэронавигационный план на 2016–2030 гг. Дос 9750-AN/963, изд. 5, Монреаль, ИКАО, 2016.
2. Руководство по требуемым навигационным характеристикам. Дос 9613, изд.4, Монреаль, ИКАО, 2013.
3. **Лунев Е. М., Неретин Е. С., Будков А. С.** Разработка и исследование модели траекторного управления самолётом при полёте по маршрутам четырёхмерной зональной навигации – Труды МАИ. 2017. №95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63034>. (10.01.20).
4. **Ramasamy S., Sabatini R., Gardi A., Liu Y.** Novel flight management system for real-time 4–dimensional trajectory based operations – AIAA Guidance, Navigation, and Control conference, 2014 – pp. 1-16.
5. **Degtyarev O. V.** Methodical and Algorithmic Issues of Constructing Four-Dimensional Flight Routes for Long-Range Aircrafts – Journal of Computer and Systems Sciences International, 2006 – pp. 110-124.

A. S Budkov, E. S. Neretin (Moscow aviation institute (National Research University)). **Functional and algorithmic software of the decision support system for 4-D navigation**

The work is devoted to the analysis of problems during flights along four-dimensional navigation routes, the analysis of existing solutions in modern avionics equipment and the development of functional and algorithmic software of the decision support system for 4-D navigation.

УДК 004.65

А. В. МАРКЕЛОВ

(АО «Опытно-конструкторское бюро «Электроавтоматика» имени П.А. Ефимова», Санкт-Петербург)

АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА ХРАНЕНИЯ И ВВОДА ДАННЫХ В СОСТАВЕ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассматривается разработка отечественной системы хранения и ввода данных бортовых комплексов летательных аппаратов. Система ввода данных обеспечивает функции управления базами данных и решает задачу обеспечения бортовых систем информацией при их размещении на носителях данных. Система находится в стадии разработки.

Введение. Объектом исследования работы является система ввода данных, которая предназначена для организации и обеспечения бортовых комплексов и систем летательного аппарата бортовой картографической, навигационной и специальной информацией для выполнения полётного задания и решения целевых задач.

В наше время, во многих отраслях начинает происходить импортозамещение. А в сфере оборонной промышленности это становится очень важным аспектом. В связи с этим, в частности, становится актуальной проблема разработки в Российской Федерации собственных систем хранения и управления базами данных.

Предлагаемый доклад посвящён исследованию новейшей разработки системы управления базами данных, в составе системы ввода данных (СВД) для летательных аппаратов.

Сведение об изделии. Функционально бортовая система ввода данных обеспечивает реализацию функции хранилища информации – то есть базу данных и функции системы управления базой данных.

Непосредственно, изделие СВД состоит из 2-х независимых блоков ввода данных, каждый из которых, взаимодействуя с 4-мя носителями данных (НД) и дублируя другой блок, выполняет функции изделия СВД, тем самым обеспечивая его отказоустойчивость.

Информация, необходимая потребителю, содержится в базах данных СВД, размещаемых на НД.

При взаимодействии с потребителями баз данных СВД в части реализации функций системы управления базой данных обеспечивает:

- приём и обработку запросов, получаемых от потребителей информационно-управляющей системы летательного аппарата;
- считывание информации по запросам от потребителей баз данных информационно управляющих систем с каждого из 8-ми съёмных дублированных носителей данных - НД (кассетах), размещаемых в двух блоках ввода данных из состава СВД;
- формирование и выдачу считанной и служебной информации соответствующим потребителям баз данных информационно управляющей системы.

Информационный обмен СВД с потребителями баз данных информационно управляющей системы осуществляется по каналам SpaceWire (SW) и по мультиплексным каналам информационного обмена.

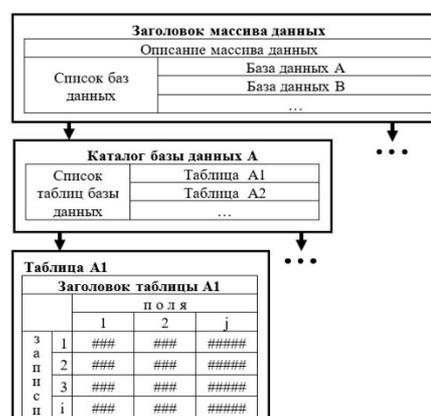


Рис. 1. Размещение массива данных на носителе данных

Структура базы данных. Данные, составляющие объём информации, содержащийся в СВД, размещаются на носителях данных. Размещаемая информация представляется в формате собственной авторизованной базы данных.

Общая структура базы данных представлена на рисунке 1[1].

Каждый НД имеет собственный идентификатор и может содержать несколько баз данных, которые определяются в заголовке массива данных. В свою очередь каждая база данных может содержать несколько таблиц. Перед каждым элементом структуры должен быть заголовок.

В заголовке массива данных должен быть указан его идентификатор и количество баз данных. В заголовке каждой базы данных указано её наименование, количество таблиц и смещение каталога базы. В каталоге базы данных перечислены таблицы, входящие в её состав. Там хранятся данные о наименованиях таблиц и их смещении.

В заголовке таблицы указано смещение до записей данных, количество полей и записей и количество байт, занимаемых одной записью. Сразу после заголовка идёт список полей, где расписаны наименования полей, их размер, порядковый номер, тип и наличие ключа в поле.

Поле может содержать:

- непосредственно значения данных в соответствии с указанным типом;
- внешние ссылки на блок данных, включающие в себя расположение и размер блока данных, при этом размер блока указывается в поле таблицы, следующем за полем с определением его расположения в массиве данных (смещение);
- вложенные записи, состоящие из последовательности значений данных заданного типа, количество которых определяет размер поля.

Также в базе данных предусматривается организация связи типа «один ко многим» (родительско-дочерняя) между таблицами одной базы данных друг с другом (до трёх таблиц). Связь обеспечивается посредством полей первичного и внешнего ключа родительской и дочерней таблиц соответственно.

Запросы к базе данных. Функциональное программное обеспечение СВД определяет набор стандартных запросов, относящихся к выборке данных из базы данных. К ним относятся:

- получение данных, содержащихся в таблицах и удовлетворяющих заданным условиям и критериям;
- получение необходимого каталога базы данных из массива данных;
- получение списка полей указанной таблицы;
- запрос расчёта контрольной суммы выбранной базы данных.

Запрос может включать в себя:

- выбранный по идентификатору массив данных;
- выбранную базу данных;
- выбранную таблицу данных;
- перечень запрашиваемых полей данной таблицы;
- список критериев отбора.

Ответы на запросы к базе данных. В ответ на запрос, относящийся к выборке данных из БД, ФПО СВД формирует ответный массив данных.

Ответный массив представляет собой таблицу со служебной информацией (заголовком) и удовлетворяющими заданным в запросе критериям отбора данными, распределёнными по записям в соответствии с запрашиваемыми полями.

В структуре ответа на запрос выставляется статус выполнения запроса, заносится количество передаваемых данных, идентификатор запроса, количество передаваемых записей данных и количество байт, занимаемых одной записью данных.

При невыполнении запроса, ответный массив содержит последовательные записи идентификаторов массива данных, имён БД, таблиц данных или полей данных, вызвавших ошибку обработки запроса.

Заключение. Основываясь на результатах работы, можно сделать вывод, что системы хранения и ввода данных, разрабатываемые в Российской Федерации, могут составить конкуренцию изделиям, которые разрабатываются за рубежом и широко используются в авиации.

Представленная разработка является начальным этапом реализации и внедрения баз данных в бортовые комплексы летательных аппаратов в Российской Федерации. Перспективы исполь-

зования баз данных, обусловленные возрастающими требованиями к выполнению целевых задач авиационными комплексами и развитием технологий, требуют дальнейшего совершенствования программного и математического обеспечения в части управления бортовыми базами данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дейт К.Дж. Введение в системы баз данных. 8-е издание.: Пер. с англ. М.: Издательский дом «Вильямс», 2005. 1328 с.

A.V.Markelov (Join Stock company "Experimental design bureau "Electroavtomatika" named after P.A. Yefimov", Saint-Petersburg) **Autonomous data storage and input system as part of aircraft onboard systems.**

This work is devoted to data storage and input system, which is part of aircraft onboard complexes. The system of data input functionally operates the database management system and provides on-board systems and information systems located on data mediums. The system is under development.

**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)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

МАТЕРИАЛЫ
XXII КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ
с международным участием

17–20 марта 2020

Верстка *А. А. Зуева*

Государственный научный центр Российской Федерации
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30