

Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»

**СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
БЕСПИЛОТНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ
И АТМОСФЕРНЫМИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

V Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 8 – 10 ноября 2022 г.

УДК 629.7.05(063)

ББК 39.56

С40

Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докладов научно-технической конференции. – Тамбов: ООО фирма «Юлис», 2022. – 148 с.

Сборник включает материалы участников пленарного и секционных заседаний научно-технической конференции.

Материалы, представленные в сборнике, отражают актуальные проблемы разработки элементов и устройств бортовой автоматики.

Приводятся результаты современных исследований, тенденции и перспективы развития в области разработки, изготовления и испытаний технического, алгоритмического и программного обеспечения бортовых систем управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами.

Сборник состоит из шести разделов:

- I. Системы управления космическими аппаратами и средствами их выведения на целевые орбиты.
- II. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами.
- III. Навигационные системы, приборы, исполнительные устройства и средства наведения летательных аппаратов.
- IV. Электронное оборудование и программное обеспечение систем управления беспилотными летательными аппаратами.
- V. Проблемы качества, надежности и метрологии при разработке, производстве и эксплуатации беспилотных летательных аппаратов.
- VI. Проблемы подготовки кадров авиационно-космического профиля на базовых кафедрах университетов.

Авторы вступительного слова – к.т.н. С.В. Кравчук, д.т.н. В.Н. Соколов, С.Е. Романова.

Руководитель оргкомитета – научный руководитель МОКБ «Марс», д.т.н. В.Н. Соколов.

ISBN 978-5-98407-044-7

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1. Системы управления космическими аппаратами и средствами их выведения на целевые орбиты

Вовк О.В. Охраноспособные результаты интеллектуальной деятельности в области бортовых систем управления космическими аппаратами и средств выведения их на целевые орбиты..... 14

Ворыпаева Т.П., Лазарев А.А., Фадеенко И.А. Анализ влияния количества двигателей при применении многодвигательной схемы на устойчивость и управляемость ракеты-носителя 16

Глинский А.А., Косинский М.Ю. Применение сети Кохонена в задаче диагностики системы управления космического аппарата 18

Голован А.А., Моргунова С.Н., Соловьев И.В., Шатский М.А. Декомпозированный алгоритм комплексной обработки информации гиросприбора и астродатчика космического аппарата в режиме непрерывной астрокоррекции 20

Капустин Н.А., Косинский М.Ю. Применение нечеткой логики в системах стабилизации и ориентации космического аппарата 21

Ковальский В.С. Минимизация риска терминального управления динамическим объектом в условиях неопределенности возмущений.... 23

Кудлак В.В., Масленников А.Л. Моделирование программного разворота микроспутника по информации от астронавигационной системы 25

Лазарев А.А., Ворыпаева Т.П., Симонова О.И. Анализ взаимодействия продольных и поперечных колебаний, и их влияния на устойчивость и управляемость ракеты-носителя сверхтяжелого класса модульно-пакетной схемы..... 27

Нехороший Ю.И., Рутковский В.Ю. Идентификация собственных частот и коэффициентов возбудимости математической модели нежесткого спутника на основе базиса Грёбнера 29

Турецкая В.А. Автоматический выбор безопасного места посадки на поверхность Луны беспилотного аппарата, на основе анализа карты подстилающей поверхности 31

Фомичев А.В., Лобусов Е.С. Исследование режимов функционирования СУОС МКА с использованием реактивных двигателей ориентации и коррекции..... 33

Фомичев А.В., Эфендиева А.А., Сабилов В.В., Лукьянов В.В., Шипунова Е.Г. Моделирование управляемого движения КА в группе 35

Шатский М.А., Косинский М.Ю., Щелькалин М.Ю. Разработка структуры системы управления требованиями к программному обеспечению бортовых комплексов управления..... 37

Шатский М.А., Щелькалин М.Ю., Косинский М.Ю. Реализация модуля управления требованиями в системе автоматизации испытаний..... 39

Секция 2. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами

Гейс Э.А. Дополнение новыми свойствами метода эквивалента теплового движения многоагентной системы 41

Каленькин Д.А., Косинский М.Ю. Исследование возможности применения нечеткой логики при оптимизации траекторного движения беспилотных летательных аппаратов..... 43

Козырь А.В. Максимизация дальности управляемого полета БПЛА 45

Тран В.Т., Кориков А.М. Применение нейронных RBF-сетей для коррекции системы управления полетом квадрокоптера в условиях переменной нагрузки и атмосферных помех 47

Фам К.Ф., Филимонов Н.Б. Робастизация алгоритмов управления угловым движением автоматического маневренного летательного аппарата..... 51

Феофилов Д.С. Перспектива использования нейросетевых контроллеров управления в беспилотных летательных аппаратах 52

Хазов А.С. Статистический подход к синтезу параметров системы стабилизации БЛА 54

Цветков А.В. Методика расчета параметров траектории полета летательного аппарата на максимальную дальность 56

Чулин Н.А., Миронова И.В. Алгоритм выхода БЛА на заданную пространственную прямую «по рассогласованию»..... 57

**Секция 3. Навигационные системы, приборы,
исполнительные устройства и средства наведения
летательных аппаратов**

Бессонов Р.В. Перспективы развития оптических средств автономной ориентации и навигации 60

Бодрова Е.Ю. Ультразвуковой датчик состояния поверхности Земли 62

Васильева А.В. Исследование алгоритмов измерения составляющих вектора скорости радиовысотометрных систем, адаптивных к подстилающей поверхности 64

Вереникин С.Н., Масленников А.Л. Исследование различных моделей для теста Дики–Фуллера в задаче определения немоделируемых погрешностей навигационных определений..... 66

Горячев О.В., Воробьев В.В. Разработка высокоточного привода наведения и стабилизации с интеллектуальным управлением 67

Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Морозов О.О. Методы проектирования мехатронных модулей рулевых приводов малогабаритных летательных аппаратов 69

Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Степочкин А.О. Анализ способов управления исполнительным двигателем дискретного электропривода..... 70

Дёмин А.Н., Коянкин С.Н., Малахов И.А. Реализация алгоритма управления вентильным электроприводом на ПЛИС и БМК..... 72

Евдокимова А.П., Масленников А.Л. Определение масштабных коэффициентов и смещений нулей трехосного микромеханического датчика угловой скорости с использованием линейного двойного фильтра Калмана 73

Завьялова О.Ю., Сосин А.А. Основные преимущества повышения напряжения питания при проектировании управляющих двигателей-маховиков 75

Закржевский В.О., Пазычев Д.Б. Разработка микромеханического устройства для измерения отклонения от горизонтального положения объекта 77

Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г., Соловьев А.В. Комплексная система амортизации бесплатформенного инерциального измерительного прибора 78

Цветкин Г.А. Информационно-посадочная система летательных аппаратов	80
Ковалев М.А., Зеленский В.А., Овакимян Д.Н., Старостина Т.В. Автономная навигация беспилотного летательного аппарата на основе видеоданных	82
Кондратьев А.Б. Выбор управления газодинамическим приводом, отвечающего критерию оптимальности по расходу	84
Красильщиков М.Н., Кружков Д.М. Повышение точности эфемерид и автономности функционирования перспективных вариантов ГЛОНАСС на основе современных информационных технологий.....	85
Мартынов Е.А. Разработка алгоритма автономного уточнения эфемерид на борту навигационного космического аппарата.....	87
Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Оценка влияния шумов инерциальных датчиков на точность выставки гироплатформы	89
Седов Д.П. Малогабаритный импульсный радиовысотомер с расширенными функциональными возможностями	91
Соколов А.В., Степанов О.А., Соколов А.И., Краснов А.А. Опыт разработки и перспективы развития морских систем навигации по геофизическим полям	94
Третьяков Н.К. Матрица проектных решений создания испытательных стендов рулевых приводов	96

Секция 4. Электронное оборудование и программное обеспечение систем управления беспилотными летательными аппаратами

Говорухин С.В. Особенности реализации интерфейса CAN посредством ПЛИС 98

Карпунин Д.Н., Юрчак Р.В. Результаты апробации методики компенсации температурной зависимости выходного сигнала датчиковой оптико-электронной аппаратуры 100

Квасильчук Д.В. Разработка системы управления ножничного подъемного механизма перспективного изделия 102

Ковалев А.Ю., Кочеров С.А., Шатковская А.А. Унификация информационных и управляющих интерфейсов между целевой аппаратурой и платформой служебных систем космического аппарата на примере комплекса целевого сбора геофизической информации..... 103

Косинский М.Ю., Лазарев Н.И., Сорокина А.П. Разработка программного комплекса оперативного контроля данных бортовых комплексов управления 105

Мокрова М.И. Адаптивный алгоритм обработки изображений наблюдаемой сцены в процессе мониторинга пожарной обстановки 106

Пичугин С.Б. Двух- и трехпозиционная логика в бортовом коммутаторе спутника-ретранслятора с функцией маршрутизации низкоорбитальной системы связи 108

Потапов Д.Э., Москвитинов Г.В., Брусникин П.М., Неретин Е.С. Применение методов ARIMAX и ARDLM авторегрессионных моделей в задаче прогнозирования состояния брандмауэра пассажирского самолета 111

Семечев В.А. Создание программного комплекса для анализа параметров функционирования бортовой системы управления с применением языков графического программирования 115

Шатский М.А., Щелькалин М.Ю. Автоматизация процесса испытаний бортового программного обеспечения..... 117

Секция 5. Проблемы качества, надежности и метрологии при разработке, производстве и эксплуатации беспилотных летательных аппаратов

Алыков А.Н. Автоматическая обработка результатов рентген-контроля танталовых конденсаторов 118

Ашарина И.В. О необходимости введения понятия сбое- и отказоустойчивости в государственные стандарты 120

Давыдовский А.Г. Информационно-аналитическая система превентивного управления надежностью оперативного и инженерно-технического персонала при эксплуатации беспилотных авиационных комплексов..... 122

Кузнецова Е.С., Федюнина Е.А., Орлов И.А., Чукин П.Е. Автоматизация процесса закладки конструкторских документов в архив методом интеграции в 1С:PLM..... 124

Перчихин О.И., Федоренко А.О., Дроздов М.А., Марченко М.В. Разработка автоматизированного измерительного комплекса для испытаний кабельных изделий на воздействие высокочастотных электромагнитных излучений..... 126

Поморцев П.М., Иванов В.В., Бутенко В.А. Особенности аттестации испытательного оборудования, применяемого при наземной экспериментальной отработке изделий ракетно-космической техники 127

Поморцев П.М., Киреев Д.Г. Роль метрологической экспертизы при создании изделий ракетно-космической техники 129

Поморцев П.М., Лесниченко Р.И. Отраслевая система повышения квалификации специалистов организаций по направлениям метрологического обеспечения ракетно-космической техники и обеспечения единства измерений в ракетно-космической промышленности..... 131

Секция 6. Проблемы подготовки кадров авиационно-космического профиля на базовых кафедрах университетов

Колосов О.С. Методика изучения динамики систем управления угловым положением БПЛА с двигателями-маховиками путем последовательного усложнения имитационных моделей 134

Косинский М.Ю. Особенности проведения лабораторных работ по курсу «Нейро-нечеткие технологии в задачах управления» в условиях импортозамещения 136

Марченко М.В., Вовк О.В., Холопова В.А. Учебное пособие по обеспечению радиационной стойкости электронной аппаратуры систем управления космических аппаратов 137

Соколов В.Н., Шеломанов Д.А. Базовая кафедра МОКБ «Марс» – опыт реализации дуального обучения 139

Шатский М.А. Использование современных информационных технологий в курсе «Системы управления космическими аппаратами»... 142

Шатский М.А. Комплекс лабораторных работ по курсу «Системы управления космическими аппаратами» с учетом импортозамещения программного обеспечения 146

ВСТУПИТЕЛЬНОЕ СЛОВО

К 80-летию со дня рождения А.С. Сырова



Анатолий Сергеевич Сыров родился 13 декабря 1942 года в городе Горький (Нижний Новгород). Вырос в семье русских интеллигентов (отец – преподаватель истории, мать – преподаватель русского языка и литературы). С детства был всесторонне развитым ребенком – отлично успевал по всем школьным дисциплинам, увлекался литературой, с азартом играл в футбол. По его собственному признанию, считал себя гуманитарием и к окончанию школы хотел стать юристом, но в конце концов остановил свой выбор на техническом вузе и поступил в Московский авиационный институт на кафедру приводов летательных аппаратов.

После окончания МАИ поступил на работу в МИЭА – ведущее предприятие в области создания систем управления и бортового оборудования для атмосферных летательных аппаратов. Анатолий Сергеевич достаточно быстро проявил себя как грамотный и целеустремленный молодой специалист, способный не только качественно делать свою работу, но и организовывать сотрудников для выполнения новых технических задач.

В 60-е – 70-е годы в СССР активно развивались системы автоматического и директорного управления самолетами, в том числе с реализацией систем, обеспечивающих посадку самолетов по категориям За, b, c-И-КАО. В рамках этих работ А.С. Сыров внес большой вклад в разработку и летную отработку систем управления тягой двигателей самолетов Ту-154, Ту-144 и др. и по результатам работ и деловым качествам быстро продвинулся по карьерной лестнице: начальник сектора, начальник отдела, начальник отделения – главный конструктор по теме, защитил кандидатскую диссертацию.

В 70-х годах в СССР приоритетной стала задача на стыке космоса и авиации – создание орбитального самолета «Буран». А.С. Сырову было поручено возглавить разработку системы управления посадкой ОС «Буран». С этой темой А.С. Сыров и его отделение были переведены в филиал № 1 МИЭА – МОКБ «Марс». В декабре 1983 года А.С. Сыров был назначен начальником-главным конструктором МОКБ «Марс». Анатолий Сергеевич показал себя не только талантливым инженером, но и одаренным руководителем, способным направить потенциал коллектива на выполнение поставленных задач, наладить продуктивное взаимодействие со смежными организациями и установить необходимый контакт между разработчиками и производственниками.

Автоматическая посадка «Бурана» 15 ноября 1988 года стала настоящим триумфом советской инженерной школы, и вклад МОКБ «Марс» под руководством Анатолия Сергеевича Сырова, бесспорно, был решающе важным. В результате этой работы в МОКБ «Марс» была создана технология разработки и отработки цифровых систем управления движением и навигации для летательных аппаратов различного класса, которая позже с успехом применялась для космических и атмосферных летательных аппаратов. В 1989 году Анатолий Сергеевич стал доктором технических наук. Его диссертация была новаторской, включавшей инновационные подходы по построению «бурановской» интеллектуальной системы посадки.

В сложные 90-е годы МОКБ «Марс», ставшему самостоятельным предприятием, и ее руководителю пришлось учиться жить и творить в суровых реалиях «рыночной» экономики. Требовалось выстоять и сохранить те кадры, без которых дело не сдвинется. Было трудно, но победить обстоятельства удалось благодаря А.С. Сырову, его таланту организатора, его умению поддерживать деловые контакты, думать на перспективу, реально оценивая возможности коллектива и его творческий потенциал. Анатолий Сергеевич не продал и не предал коллектив, хотя было много соблазнов. Под его руководством, несмотря на тяжелую финансовую ситуацию, «Марс» прорабатывал инновационный задел по системам управления. Коллектив был готов к новым свершениям. Наличие технического задела и работоспособность коллектива во главе с инициативным руководителем оценили главы крупнейших предприятий аэрокосмической отрасли (А.И. Киселев, И.С. Селезнев, Л.И. Гусев)

и в итоге поручили МОКБ «Марс» разработку систем управления для перспективных летательных аппаратов космического и специального назначения. Эти заказы позволили сначала сохранить костяк предприятия, а затем – дать импульс его развитию.

В кратчайшие сроки (три года) под непосредственным руководством А.С. Сырова практически с нуля была создана система управления для новейшего разгонного блока «Бриз-М» для РН «Протон» (к настоящему времени уже более 110 пусков тяжелых КА на высокие орбиты, в том числе 2 пуска с РН «Ангара-5»). К началу века разработана инновационная аппаратура космического применения (негерметичного исполнения для использования вне герметичных отсеков), которая была востребована разработчиками космических аппаратов. В результате МОКБ «Марс» стало разрабатывать системы (бортовые комплексы) управления космическими аппаратами различного назначения («Монитор-Э», серии «КазСат», «Экспресс-МД», «Электро-Л», «Спектр», «Арктика-М» и др.). Значительный вклад внесло МОКБ «Марс» под руководством А.С. Сырова и в обеспечение обороноспособности России, став головным разработчиком по системам управления и наведения для специальных атмосферных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), продемонстрировав при этом высочайший уровень координации работы всех задействованных в процессе участников.

Доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки Российской Федерации, лауреат государственных премий Анатолий Сергеевич Сыров проявил себя не только как талантливый управленец, ученый и инженер, но и как блестящий руководитель базовой кафедры при МАИ (НИУ). Благодаря Анатолию Сергеевичу Сырову, МОКБ «Марс» стало ведущим предприятием по системам управления летательными аппаратами, нацеленным на конкретный результат, реализуемый в сжатые сроки с использованием перспективных технологий.

ОХРАНОСПОСОБНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ОБЛАСТИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ И СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ ИХ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

Вовк О.В.

г. Москва, МОКБ «Марс»

VovkOV@mokb-mars.ru

В докладе рассматриваются вопросы создания охраноспособных результатов интеллектуальной деятельности (РИД) согласно ст. 1225 ГК РФ, условия патентоспособности технических решений согласно ст. 1350 ГК РФ и возможности защиты технических решений в качестве секрета производства по ст. 1465-1471 ГК РФ применительно к области бортовых систем управления (БСУ) космическими аппаратами (КА) и средств выведения их на целевые орбиты (ЦО).

Перед и в процессе создания новых БСУ КА и средств их выведения на ЦО необходимо выделить базовые технические решения, полученные в процессе выполнения разработки, обеспечивающие достижение каких-либо принципиальных технических требований и апробированных в процессе проведения разработки.

Согласно ст. 1370 ГК РФ, если изобретение создано работником в процессе выполнения своих должностных обязанностей, то оно является служебным. Право авторства принадлежит автору (авторам). Согласно ст. 1371 ГК РФ при использовании изобретения авторам выплачивается вознаграждение.

Разработчикам БСУ КА и средств их выведения на ЦО необходимо учитывать, что согласно ст. 1358 ГК РФ патентообладатель имеет исключительное право на изобретение, полезную модель, промышленный образец, т.е. может распоряжаться возможностью изготовления, применения, предложением о продаже и пр. продукта, в котором использованы изобретение, полезная модель, промышленный образец. Поэтому разработчикам необходимо оценивать возможные риски, обусловленные тем, что основные технические решения не защищены охраноспособными

РИД и не опубликованы в общедоступных источниках, а хранятся только в виде технической документации.

Поэтому разработчикам БСУ КА необходимо определить целесообразность защиты базовых наиболее значимых технических решений с помощью изобретений, полезных моделей, промышленных образцов или секретов производства согласно ст. 1225 ГК РФ. В докладе приведены критерии выбора способа охраны технических решений (в качестве изобретений или секретов производства) для области БСУ КА. В докладе обращается внимание разработчиков на ст. 1394 ГК РФ о публикации сведений о выдаче патента, включающих имя авторов, патентообладателя, название, формулу, описание изобретения.

В докладе на примере рассмотрения некоторых патентов демонстрируется, что патентуемые устройства и способы не должны быть предельно конкретны и однозначны. Они должны описывать решения, которые подразумеваются формулой изобретения, в том числе и разработанные.

В докладе анализируется патент RU 2693296 «Способ защиты от сбоев и отказов электронного блока космического аппарата, вызываемых внешними воздействующими факторами и устройство для его осуществления» ФГУП «ВНИИА». Если описать очень подробно, например, как реализованы схемы в патентуемом устройстве, если это не имеет принципиального значения, то такой патент легко получить, но его будет легко обойти и он раскроет много лишней информации.

На основе рассмотрения ряда патентов, в том числе RU 2614466 «Способ управления транспортной космической системой» ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва и RU 2558166 «Посадка на море космических ракет-носителей и соответствующие системы и способы» БЛУ ОРИДЖИН, ЛЛК(US), на предмет конкретизации технических решений формулой изобретения предложены рекомендации по выбору признаков, необходимых для включения в формулу изобретения.

Результатом проведенной работы стало создание презентации, позволяющей разработчикам, в основном БСУ КА и средств их выведения на ЦО, обратить внимание на целесообразность защиты базовых технических решений, выбрать наиболее рациональные способы и методы этой защиты.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ КОЛИЧЕСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ МНОГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СХЕМЫ НА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

**Ворыпаева Т.П., Лазарев А.А.,
Фадеев И.А.**

*г. Самара, АО «РКЦ «Прогресс»
tanya.vorupaeva.97@mail.ru*

Проблема устойчивости жидкостных ракет унаследована ракетно-космической техникой от двух источников: устойчивости крылатых летательных аппаратов (ЛА) и устойчивости неуправляемых реактивных снарядов. При дальнейшем развитии ракетной, а затем и ракетно-космической техники (РКТ) целый ряд конструкторских решений пришлось пересмотреть. Не последнюю роль в этом сыграла проблема обеспечения устойчивости движения. На практике она вылилась в борьбу с новыми формами неустойчивости, появившимися при разработке все более мощных объектов РКТ.

Обеспечение устойчивости и управляемости на активном участке полета жидкостных ракет является одной из сложных научно-технических задач в ракетно-космической технике. Данная задача решается на этапе эскизного проектирования и подтверждается математическим моделированием на специализированных стендах разработчика системы управления, и дорабатывается на этапе летных испытаний.

На атмосферном участке полета все ракеты космического назначения (РКН) являются аэродинамически неустойчивыми. Устойчивость РКН обеспечивается системой управления. На современных ракетах стабилизация углового движения ракет выполняется поворотом камер маршевых двигателей. Современные тенденции в ракетно-космической технике приводят к необходимости разработки многоразовых РКН. В России ведется разработка многоразовой РКН, носителя следующего поколения с двигателем на сжиженном природном газе, и на этапе проектирования рассматриваются различные варианты многодвигательной схемы для

обеспечения оптимального и эффективного управления.

Целью настоящей работы является разработка программы для оценки устойчивости и управляемости при анализе различных расчетных случаев, когда силовая установка состоит из 5, 7 и 9 двигателей (принято, что увеличение числа двигателей ведет к уменьшению тяги отдельно взятого двигателя при сохранении суммарной тяги всех двигателей). Подобный анализ позволяет на более раннем этапе выбрать оптимальную и эффективную схему для обеспечения устойчивости и управляемости РКН на активном участке полета и позволяет провести унификацию между двигателями I и II ступеней. Подобный подход обеспечивает ряд преимуществ, если I ступень используется в многоразовом варианте, то на этапе посадки один работающий двигатель позволяет осуществлять спуск с меньшим дросселированием тяги. Также применение ЖРД малой тяги, относительно принятого номинального значения, позволит избежать проблемы с реализацией потребного управляющего момента на этапе полета II ступени. В работе выполнена оценка устойчивости и управляемости РКН для активного участка полета I ступени.

Литература

1. *Бужинский В.А.* Динамика и устойчивость движения ракет [Текст]: учеб. пособие / В.А. Бужинский. – Королёв: Изд-во ФГУП ЦНИИмаш, 2017. – 270 с.
2. *Колесников К.С.* Динамика ракет [Текст] / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 2003. – 519 с.
3. *Рабинович Б.И.* Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов [Текст] / Б.И. Рабинович. – М.: Машиностроение, 1975. – 416 с.
4. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика и наведение летательных аппаратов [Текст] / Ю.Г. Сихарулидзе. – 2-е изд. (эл.). – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.

ПРИМЕНЕНИЕ СЕТИ КОХОНЕНА В ЗАДАЧЕ ДИАГНОСТИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Глинский А.А.¹, Косинский М.Ю.²

г. Москва, НИУ «МЭИ»¹,

МОКБ «Марс»²

GlinskyAA@mpei.ru

На протяжении всего процесса функционирования КА бортовая система управления (БСУ) формирует массивы телеметрической информации (ТМИ)[1]. В частности, в ТМИ фиксируются значения угловой скорости и ошибки стабилизации КА. По характеру изменения этих величин во времени можно идентифицировать режим функционирования БСУ КА, в том числе выявлять и возникновение нештатных ситуаций (НШС).

В настоящее время анализ ТМИ и принятие решения по парированию НШС производятся либо собственными вычислительными средствами БСУ, либо оператором наземного комплекса управления (НКУ). Но вычислительные ресурсы БСУ ограничены, что не позволяет обеспечить полный контроль функционирования КА. Оператору НКУ же приходится обрабатывать значительный объем данных, из-за чего может возникать задержка в принятии решений и даже пропуск отдельных событий.

Принимая во внимание вышеизложенные проблемы, представляется актуальной задача автоматизации процедуры диагностики БСУ КА по поступающей телеметрической информации. Для решения данной задачи предложено применить активно развивающийся в настоящее время математический аппарат искусственных нейронных сетей (ИНС).

ИНС во многих сферах зарекомендовали себя в качестве хорошего инструмента автоматической классификации[2]. При этом нейросеть предварительно обучается на выборке данных.

Среди ИНС можно выделить так называемые «самоорганизующиеся» сети и наиболее известную их модификацию – сети Кохонена. Данный вид ИНС настраивается при помощи конкурентного обучения. В ходе процесса обучения синаптические связи сети Кохонена настраиваются таким образом, чтобы входные наборы данных с близкими характе-

ристиками относились к одной и той же группе (кластеру).

Число выходных нейронов задается равным количеству предполагаемых групп данных. После обработки предъявленного сети набора данных на выходе одного из нейронов формируется 1, а на выходе остальных – 0. Таким образом, после настройки ИНС каждый входной набор данных должен активировать один из выходных нейронов.

В работе обучение сети проводится по предварительно размеченным на классы данным ТМИ, содержащим значения угловой скорости и ошибки стабилизации. При этом классу соответствует конкретный режим работы БСУ КА или тип НШС. В данной работе рассмотрено четыре класса НШС, непосредственно связанных со сбоями в функционировании комплекса управляющих двигателей-маховиков.

По результатам обучения формируется сеть Кохонена, автоматически распределяющая данные ТМИ по группам, соответствующим определенному типу НШС.

В ходе экспериментов определена структура ИНС, позволяющая качественно решить поставленную задачу, и, как итог, получен инструмент, автоматизирующий задачу диагностики БСУ и упрощающий процесс сопровождения КА.

Литература

1. Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие. Под редакцией А.С. Сырова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.

2. Круглов В.В., Дли М.И., Голунов Р.Ю. Нечеткая логика и искусственные нейронные сети. 2001

ДЕКОМПОЗИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ГИРОПРИБОРА И АСТРОДАТЧИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ НЕПРЕРЫВНОЙ АСТРОКОРРЕКЦИИ

**Голован А.А.¹, Моргунова С.Н.²,
Соловьев И.В.², Шатский М.А.²**

*г. Москва, МГУ им. М.В. Ломоносова¹,
МОКБ «Марс»²
otdel241@mokb-mars.ru*

Оценка ориентации космического аппарата (КА) в режиме непрерывной астрокоррекции осуществляется путем комплексной обработки информации информационно-избыточного гиросприбора, число n измерительных осей которого больше трех, и астродатчика, обеспечивающего измерение трех параметров ориентации. В составе бортового комплекса управления КА «Арктика-М» № 2 используются два гиросприбора с $n = 4$ и $n = 6$ и два астродатчика. Существующие методы решения задачи комплексирования основаны на использовании фильтра Калмана порядка $n + 3$ для оценки трех параметров ориентации и n дрейфов гироскопов [1]. Численная реализация соответствующего алгоритма на бортовом вычислителе требует значительных вычислительных затрат. В настоящем докладе предлагается способ декомпозиции фильтра порядка $n + 3$ на три фильтра второго порядка и $m = n - 3$ фильтров первого порядка, что позволяет существенно (на порядок) сократить вычислительные затраты практически без потери точности решения задачи ориентации.

Ковариационный анализ точности декомпозированного алгоритма показывает, что при его использовании потери точности оценок ориентации, характерные ошибки которых имеют порядок единиц угловых секунд, в типичных случаях имеют порядок 10^{-5} угловой секунды, т.е. пренебрежимо малы, что доказывает состоятельность предложенного подхода. Алгоритм внедрен в состав бортового программного обеспечения космического аппарата «Арктика-М» № 2, оснащенного двумя гиросприборами ($n = 4$ и $n = 6$), и отработан на испытательных стендах.

Литература

1. *Ивонин А.Н., Камальдинова Р.А., Моргунова С.Н., Соколов В.Н., Соловьев И.В., Шатский М.А.* Алгоритм оценки ориентации космического аппарата «Спектр-УФ» для режима прецизионного наведения оси телескопа // *Авиакосмическое приборостроение*, 2020, № 12. С. 13–25.

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ В СИСТЕМАХ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Капустин Н.А.¹, Косинский М.Ю.²

*г. Москва, НИУ «МЭИ»¹, МОКБ «Марс»²
KapustinNA@mpei.ru*

В настоящее время человек стремится освоить и исследовать космическое пространство. Для этих целей используются космические аппараты (КА). При этом важно обеспечивать определенное положение КА в пространстве и поддерживать его с требуемой точностью. Поэтому одной из важнейших компонент любого космического аппарата (КА) является система стабилизации и ориентации (ССО).

Система стабилизации и ориентации (ССО) представляет собой программно-аппаратный комплекс, который входит в состав функционального программного обеспечения бортовой системы управления (БСУ).

Система стабилизации и ориентации (ССО) космического аппарата (КА) решает ряд достаточно важных задач:

- 1) стабилизация углового положения КА;
- 2) переориентация КА;
- 3) наведение аппаратуры на объект наблюдения;
- 4) гашение угловых скоростей и т.д.

Основные принципы построения и реализации ССО КА зависят от массово-инерционных характеристик конструкции КА, а также от характеристик применяемых измерительных и исполнительных органов. Также при построении ССО КА необходимо минимизировать энергопотребление и массогабаритные характеристики.

В зависимости от задач, которые стремится решить КА, могут различаться требования по точности стабилизации. При этом также стоит учитывать влияние различных возмущений, оказываемых на КА в космическом пространстве, и влияние упругих характеристик конструкции КА. Достаточно хорошо себя зарекомендовали ССО, основанные на применении ПД-регулятора в контуре стабилизации.

Однако с развитием новых подходов к решению задач управления, основанных на применении математических аппаратов нечеткой логики, и появлением всё большего числа примеров их успешного применения представляется перспективным использование для управления стабилизацией и ориентацией КА.

Аппарат нечеткой логики хорошо себя зарекомендовал в решении задач управления объектами с применением экспертных знаний.

В работе исследуется применение алгоритмов нечеткого вывода Мамдани и Сугено-Такаги.

Алгоритм Мамдани является наиболее распространенным в нечетких системах. Его особенностью является формирование вывода на основе решающих правил вида «Если-То», использующих лингвистические понятия «термы» в качестве предпосылок и заключений. За счет этого упрощается применение экспертных суждений для формирования вывода.

Зачастую для управления техническими объектами, в зависимости от положения рабочей точки, могут применяться различные законы управления.

Алгоритм нечеткого вывода Сугено-Такаги, использующий в качестве заключений решающих правил линейные выражения, позволяет комбинировать несколько законов управления. Таким образом, возможно формирование управляющего воздействия, наилучшим образом учитывающее текущее состояние объекта.

Как результат, проведено исследование применения алгоритмов нечеткого логического вывода Мамдани и Сугено-Такаги для решения задач стабилизации и ориентации КА, проанализировано качество работы полученных ССО, а также проведено сравнение с системой, основанной на использовании ПД-регулятора.

МИНИМИЗАЦИЯ РИСКА ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ВОЗМУЩЕНИЙ

Ковальский В.С.

г. Москва, МОКБ «Марс»

kvs@mokb-mars.ru

Реальные процессы управления динамическими объектами зачастую характеризуются действием существенных возмущений, вероятностные характеристики которых достоверно неизвестны.

В докладе рассматриваются некоторые вопросы оптимального терминального управления в условиях неопределенности возмущений на основе подхода, предложенного В.П. Колесником.

Пусть требуется объект

$$\dot{x}_1 = x_2; \quad \dot{x}_2 = w; \quad w = u + v \quad (1)$$

перевести в терминальное состояние x_k . При этом управление ограничено

$$u^- \leq u(t) \leq u^+, \quad (2)$$

а возмущение $v(t) \forall t \in [t_0, t_k]$ таково, что

$$v^- \leq v(t) \leq v^+, \quad (3)$$

$$u^- + v^+ < u^+ + v^- \quad (4)$$

и вероятностные характеристики возмущения неизвестны. Требуется синтезировать управление, минимизирующее риск $r(x(t_0))$ терминального перевода, когда время окончания перевода t_k не задано.

Неопределенность возмущений исключает возможность аналитического описания зависимости риска от x, u, v .

Предлагается ввести некоторое преобразование возможного диапазона значений старшей производной $w(t)$:

$$w^-(\rho) = u^- + v^+ - \rho(v^+ - v^-) \leq w(t) \leq u^- + v^+ - \rho(v^+ - v^-) = w^+(\rho). \quad (5)$$

Семейства фазовых траекторий движения объекта в обратном времени из заданного терминального состояния с $w^v(\rho)$, $\rho \in [0, 1]$, $v \in \{-, +\}$ образуют 2 несвязных компактных множества Γ^v , на которых определены функции $\partial\rho/\partial x_2$, отвечающие условиям

$$\text{sign}(\partial\rho/\partial x_2) > 0 \forall x \in \Gamma^-; \text{sign}(\partial\rho/\partial x_2) < 0 \forall x \in \Gamma^+ . \quad (6)$$

Показано, что для функции $\partial r/\partial x$ справедливы соотношения, аналогичные (6), что позволяет сформулировать закон оптимального терминального управления в рассматриваемых условиях:

$$u^*(x(t)) = \begin{cases} u^- \forall x(t) \in \Gamma^-; \\ u^+ \forall x(t) \in \Gamma^+ . \end{cases} \quad (7)$$

На практике часто не определены не только вероятностные характеристики возмущений в рамках тех или иных ограничений, но и сами ограничения. В этих условиях не существует области нулевого риска, однако изложенный подход по-прежнему может быть применен. При этом можно варьировать v^v , если известно, например, среднее значение v_{cp} :

$$v^-(q) = v_{cp} - q \cdot \Delta v; \quad v^+(q) = v_{cp} + q \cdot \Delta v; \quad q > 0, \quad \Delta v > 0 . \quad (8)$$

В случае

$$u^- + v^+(q^*) = u^+ + v^-(q^*) \quad (9)$$

существует единственная фазовая траектория X_0 , такая, что риск перевода в X_k из любого $x \in X_0$ равен нулю для любых реализаций возмущения, удовлетворяющих (3), (9). В этих условиях траектория X_0 является траекторией минимального (нулевого) риска и может быть найдена в результате решения задачи Коши в обратном времени из состояния X_k при $w(t) = u^- + v^+(q^*) = u^+ + v^-(q^*)$.

Таким образом, процедура вариации диапазона неопределенных воздействий W при использовании соответствующих детерминированных реализаций $w(t)$ позволяет синтезировать как программную траекторию, так и замкнутую систему оптимального терминального управления.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО РАЗВОРОТА МИКРОСПУТНИКА ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ АСТРОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Кудлак В.В., Масленников А.Л.

*г. Москва, МГТУ имени Н.Э. Баумана
amas@bmstu.ru*

В данной работе рассматривается задача формирования программного разворота микроспутника по информации от моделируемой астронавигационной системы. Математическая модель динамики микроспутника и триады ортогонально расположенных двигателей-маховиков (изменение напряжений на двигателях которых формирует момент, действующий на микроспутник) задается в виде системы дифференциальных уравнений.

Работа астронавигационной системы заключается в алгоритмическом определении направления оптической оси визирования датчика по снимку звездного неба. Математическая модель данной системы включает в себя алгоритмы формирования снимка звездного неба, фильтрации, поиска звезд на изображении, их идентификации и определения

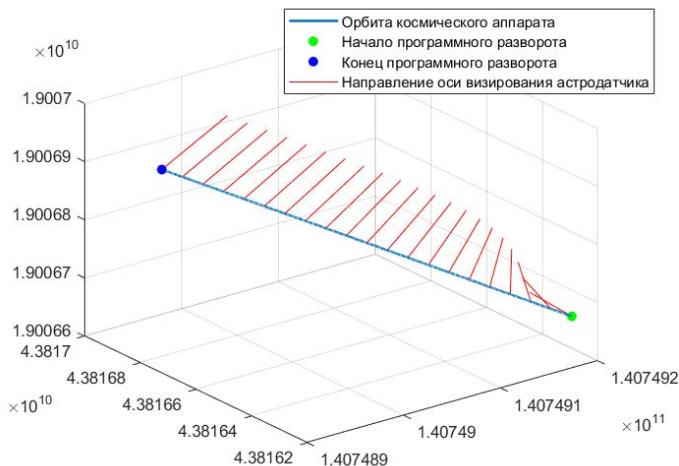
ориентации микроспутника в заданной системе координат [1, 2]. Для идентификации звезд используется геометрический подход, состоящий в построении и вычислении подобия треугольников, в вершинах которых находятся звезды [3, 4].

Закон управления двигателями-маховиками формируется по величинам ошибок углового положения и угловой скорости, относительно начального положения следующим образом:

$$U = U_0 + K_U \omega + K_I \varphi,$$

где U_0 – номинальное напряжение на двигателе-маховике; K_U – коэффициент пропорциональности по угловой скорости ω ; K_I – коэффициент пропорциональности по углу φ . Величины углового положения и угловой скорости вычисляются по моделируемым показаниям астронавигационной системы.

В результате действия управляющих воздействий и, как следствие, моментов, формируемых маховиками, происходит разворот микроспутника и оси визирования астродатчика, как показано на рис. 1.



Литература

1. Кудлак В.В., Масленников А.Л. Формирование снимка звездного неба с применением фильтра Гаусса для моделирования оптических дефектов // Авиакосмическое приборостроение, 2021, № 12, с. 28–33. DOI: 10.25791/aviakosmos.12.2021.1255.
2. Кудлак В.В., Масленников А.Л. Моделирование работы астродатчика с использованием программ Stellarium и MathWorks MATLAB // Journal of Advanced Research in Technical Science, 2020, вып. 22, с. 73–78. DOI: 10.26160/2474-5901-2020-22-73-78.
3. Chen D., Kudlak V.V., Maslennikov A.L. Star sensor simulation with application of the k-NN method in star identification problem. Journal of Physics: Conference Series (JPCS), vol. 2235, no. 1, p. 012103, IOP Publishing, 2022. DOI: 10.1088/1742-6596/2235/1/012103.
4. Гайворонский С.В., Русина Е.В., Цодокова В.В. Идентификация звезд при определении астрономических координат автоматизированным зенитным телескопом // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2015, т. 15, № 1, с. 22–29.

АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРОДОЛЬНЫХ И ПОПЕРЕЧНЫХ КОЛЕБАНИЙ, И ИХ ВЛИЯНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ РАКЕТЫ- НОСИТЕЛЯ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА МОДУЛЬНО- ПАКЕТНОЙ СХЕМЫ

Лазарев А.А., Ворыпаева Т.П., Симонова О.И.

*г. Самара, АО «РКЦ «Прогресс»
ar5em@rambler.ru*

Обеспечение продольной устойчивости жидкостных ракет является одной из крупных научно-технических проблем ракетно-космической техники. Если она не решена своевременно (на этапе эскизного проектирования), то при первых же летно-конструкторских испытаниях ракет могут возникнуть колебания конструкции корпуса в направлении продольной оси ракеты на активном участке траектории ее полета. Продольные

колебания могут достичь опасных уровней и способны нарушить нормальную работу приборов системы управления и привести к различным аварийным ситуациям.

Исследование продольных колебаний мощных ракет-носителей (РН) является необходимой и важной задачей в связи с возможным возникновением эффекта POGO вследствие взаимодействия упругого корпуса с жидким топливом, топливной магистралью и жидкостным ракетным двигателем (ЖРД). Систематическое изучение устойчивости продольных колебаний РН пакетной схемы было начато в работах [1, 3]. Актуальность рассматриваемой задачи подчеркивается также необходимостью улучшения энергетических характеристик современных РН тяжелого и сверхтяжелого классов.

Общепринято рассматривать задачу о продольных колебаниях отдельно от подсистем, связанных с каналами управления. Общая система уравнений возмущенного движения разделена на четыре независимые подсистемы, три из которых описывают управляемое движение в каналах тангажа, рысканья и крена, а четвертая описывает движение ракеты в направлении продольной оси, и данная система уравнений не учитывает взаимодействия колебаний между собой и их взаимного влияния друг на друга. Ракета-носитель сверхтяжелого класса пакетной компоновки с тяжелыми, соизмеримыми по весу блоками, упруго соединенными между собой в небольшом числе сечений, характеризуется существенным снижением частот низших тонов упругих колебаний и сгущением их в низкочастотной части спектра. При возбуждении колебаний корпуса блоки конструкции совершают совместные изгибно-продольно-крутильные колебания. В таком случае рассматривать задачу о продольных колебаниях необходимо, учитывая движение по каналам управления. Данный подход необходим исключительно для ракет-носителей сверхтяжелого класса модульно-пакетной компоновки.

Целью настоящей работы являются разработка математической модели контура продольных колебаний РН СТК, а также ее дополнение подсистемами, описывающими уравнения движения по каналам тангажа, рысканья и крена. Полученная модель позволяет на стадии проектирования провести оценку взаимодействия изгибно-продольно-крутильные колебания и их влияния на устойчивость и управляемость в поперечном направлении и продольную устойчивость РН, продумать и осуществить

необходимые мероприятия для повышения запаса устойчивости. Также данная модель позволяет сравнить результаты, полученные при анализе по упрощенной модели расчета, и в более полном варианте – с учетом взаимного влияния продольных и поперечных колебаний.

Литература

1. *Натанзон М.С.* – Продольные автоколебания жидкостной ракеты [Текст] / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 206 с.

2. *Колесников К.С., Рыбак С.А., Самойлов Е.А.* – Динамика топливных систем ЖРД / Под общ. ред. К.С. Колесникова. М.: Машиностроение, 1975. – 171 с.

3. *Балакирев Ю.Г.* Исследование устойчивости системы упругий корпус–топливные магистрали–двигатели для жидкостных ракет пакетной компоновки // Изв. РАН. МТТ. 1994. № 2. С. 129–137.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ И КОЭФФИЦИЕНТОВ ВОЗБУДИМОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НЕЖЕСТКОГО СПУТНИКА НА ОСНОВЕ БАЗИСА ГРЁБНЕРА

Нехороший Ю.И.¹, Рутковский В.Ю.²

*г. Москва, МТУСИ,
ИПУ РАН*

yuri.nekhoroshy@gmail.com, rutkov@ipu.ru

В докладе рассматривается модально-физическая модель динамики плоского углового движения упругого спутника, который в рассматриваемом случае состоит из основного абсолютно жесткого тела и упруго присоединенных к нему одного или более дополнительных тел [1], которая имеет вид:

$$(1) \quad \ddot{\varphi} = m_{\varphi},$$

$$(2) \quad \ddot{\tilde{\varphi}}_i + \omega_i^2 \tilde{\varphi}_i = k_i m_{\varphi}, \quad i = \overline{1, N},$$

$$(3) \quad \varphi = \varphi + \sum_{i=1}^N \varphi_i,$$

где φ – суммарное угловое смещение основного тела; φ – угловое смещение, обусловленное движением спутника как жесткого тела; φ_i – дополнительное угловое смещение основного тела, вызванное i -й модой собственных колебаний; ω_i – собственная частота i -й упругой моды; k_i – коэффициент возбудимости i -й моды; $m_\varphi = M_\varphi / J$, M_φ – управляющий момент, J – момент инерции спутника; N – количество учитываемых гибких мод. Величина φ – измеряемая, а ее составляющие φ , φ_i , которые определяются уравнениями (1), (2), как правило, являются неизмеряемыми, но должны быть наблюдаемыми. Без ограничения общности в данной работе рассматривается случай совмещенного управления, т.е. такой случай, когда датчики системы ориентации и исполнительные органы расположены в пределах основного тела спутника.

Математически задача идентификации параметров динамической модели может быть сведена к решению системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ) [2].

Преобразуем СНАУ в полиномиальную форму, используя разложение в ряд Тейлора [3].

В докладе предложен алгоритм идентификации собственных частот и коэффициентов возбудимости модально-физической модели нежесткого спутника по измерениям угла и угловой скорости при известном векторе состояния в начальный момент времени на основе метода Б. Бухбергера [4], который использует механизм исключения переменных для сведения к задаче нахождения корней полинома от одной переменной.

Литература

1. Суханов В.М., Рутковский В.Ю. Уравнения движения и анализ динамики конструкций деформируемых космических аппаратов с разветвленной структурой. Препринт. М.: Ин-т проблем управления, 1986. – 65.

2. *Нехороший Ю.И., Рутковский В.Ю., Суханов В.М.* Идентификация параметров модально-физической модели деформируемого космического аппарата, Автоматика и телемеханика, 1992, № 7, 19–25.

3. *Нехороший Ю.И.* Идентификация параметров модели нежесткого спутника на основе решения спектральной задачи для системы пучков матриц, Автоматика и телемеханика, 1997, № 1, 181–186.

4. *Аржанцев И.В.* Базисы Грёбнера и системы алгебраических уравнений. – М.: МЦНМО, 2003. – 68.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫБОР БЕЗОПАСНОГО МЕСТА ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ БЕСПИЛОТНОГО АППАРАТА, НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА КАРТЫ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Турецкая В.А.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
kle094@yandex.ru*

В докладе рассматривается проблема разработки алгоритма поиска безопасного места посадки на основании данных о рельефе подстилающей поверхности, полученных от оптической сканирующей дальнометрической системы (СОСД).

В настоящее время как в нашей стране, так и за рубежом активно ведутся исследования, направленные на изучение небесных тел Солнечной системы. В частности, актуальна задача запуска к ним автоматических космических аппаратов с последующей посадкой на их поверхность. С этой точки зрения исследование Луны может представлять наибольший интерес, так как одновременно с проведением научных экспериментов можно проводить отработку технологий, которые можно будет применить и для исследования других объектов Солнечной системы в будущем.

По результатам анализа технических характеристик перспективных КА для исследования Луны выделены условия, обеспечивающие безопасную посадку.

Место посадки не должно содержать критические неровности (камни или ямы), превышающие 0,3 метра. При этом количество неровностей меньшего размера и потребное изменение траектории КА до места посадки должно быть минимально возможным.

На основании условий безопасной посадки формализован критерий выбора оптимального участка поверхности.

Разработанный алгоритм поиска безопасного места посадки состоит из следующих этапов:

1. Обработка данных, полученных от СОСД.
2. Определение уклона поверхности для подготовки области к сегментации.
3. Сегментация области для определения «уровня фона» по значениям, содержащимся в матрице измерений СОСД.
4. Фиксация количества неровностей в рассматриваемой области на основании сегментации.
5. Расчет значения критериальной функции на основании зафиксированного количества критических неровностей, а также количества неровностей меньшего размера на предполагаемом месте посадки и его окрестности, с учетом расстояния КА до места предполагаемой посадки.
6. Выбор в качестве места посадки области с минимальным значением критериальной функции.

Для отработки алгоритмов анализа рельефа подстилающей поверхности и выбора коэффициентов критериальной функции проведены испытания на различных моделях рельефа.

Полученные результаты подтверждают корректность работы алгоритма и его высокую эффективность, а также возможность применения в составе системы высокоточной и безопасной посадки на заключительном этапе полета перспективного космического аппарата для исследования Луны.

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СУОС МКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ И КОРРЕКЦИИ

Фомичев А.В., Лобусов Е.С.

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
a.v.fomichev@bmstu.ru, evgeny.lobusov@yandex.ru

Практически всё многообразие режимов ориентации можно реализовать на единой основе, используя кинематический принцип формирования закона управления и аппарат алгебры кватернионов.

На рис. 1 приведена функциональная схема СУОС МКА, на которой объединены все характерные режимы ориентации. Здесь выделены два контура: кинематический (ККИН) и динамический (КДИН), причем динамический контур – составная часть кинематического.

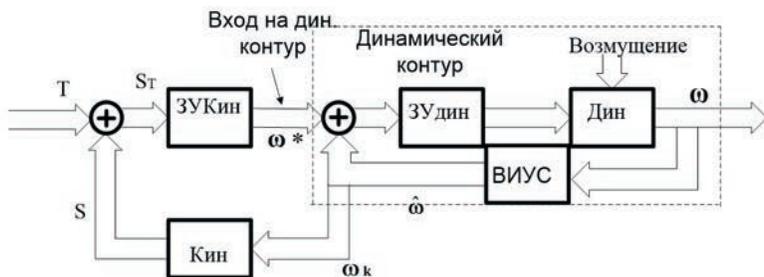


Рис. 1 – Динамический и кинематический контур СУОС МКА:
Дин – динамические уравнения Эйлера; Кин – кинематические
уравнения; ЗУдин – закон управления для динамического контура;
ЗУкин – закон управления для кинематического контура

Динамический контур включает: объект управления – МКА в угловом движении, блок ДУС (ВИУС – векторный измеритель угловой скорости), систему исполнительных органов (СИО), а также две составляющие ЗУкин и ЗУдин блока формирования закона управления (БФЗУ). Свойство динамического контура определяется составляющей ЗУдин.

Кинематический контур включает: динамический контур (КДИН), уравнения кинематики углового движения (КИН), а также составляющие ЗУкин БФЗУ. Переходные процессы кинематического контура определяются составляющей ЗУкин, которая выбирается исходя из свойств уравнений кинематики (предполагается, что свойства динамического контура практически не оказывают влияния).

Для выполнения цели полета МКА формируется конкретная программа полета, включающая определенную последовательность из совокупности отдельных режимов, в состав которых входят следующие: остановка вращения МКА (динамический контур); ориентация в инерциальной СК (ИСК); программные развороты в ИСК; ориентация в орбитальной СК (ОСК); стабилизация МКА в ОСК при выдаче корректирующего импульса; закрутка МКА относительно осей ССК со стабилизацией оси вращения; ориентация на Солнце; поддержание орбитальной (солнечной, инерциальной) ориентации.

Особенностью всех указанных режимов является использование реактивных двигателей малой тяги в качестве основных исполнительных устройств, работающих в режиме «включено – выключено» и имеющих ограничение на длительность выдачи минимального импульса. Кроме того, важным фактором является компоновка двигателей на борту МКА. Указанные особенности существенно сказываются на формировании законов управления для каждого режима.

В данной работе:

- Проведено исследование в среде Matlab основных режимов, используемых при текущем формировании программы полета МКА. Разработаны структурные схемы режимов и математические модели элементов СУОС МКА.

- Основное внимание уделено возможностям построения СУОС МКА с использованием реактивных двигателей ориентации и коррекции. Для этой цели использовались средства моделирования и кинематический принцип, закладываемый в построение систем ориентации и коррекции.

- Показана реальная возможность реализации кинематического принципа и минимальных компоновочных схем двигателей, однако основные трудности применения реактивных двигателей ориентации и коррекции связаны с наличием ограничений по минимальному выдаваемому импульсу.

МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ КА В ГРУППЕ

**Фомичев А.В., Эфендиева А.А., Сабиров В.В.,
Лукьянов В.В., Шипунова Е.Г.**

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
a.v.fomichev@bmstu.ru, nicknamirrow99@gmail.com,
sabirow.vlad87@mail.ru, vdmlknv@bmstu.ru, shipunova@bmtu.ru*

В настоящее время для решения различных практических задач активно применяются орбитальные группировки, состоящие из нескольких малых КА (МКА). Вследствие действия на МКА различных возмущений особый интерес представляет задача исследования управления групповым возмущенным движением МКА.

В данной работе рассматривается орбитальная группировка, состоящая из двух МКА (лидер и ведомый), которые движутся по одной орбите. Задача заключается в выдерживании между ними заданного расстояния (например, 200 км). Предполагается, что на МКА действуют возмущения, вызванные нецентральной гравитационного поля и атмосферой Земли.

Для расчета возмущенной орбиты КА-лидера применяется метод оскулирующих элементов.

Возмущенное движение ведомого КА относительно КА-лидера описывается уравнениями Клохесси-Уилтшира в виде:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, & \dot{x}_2 = 3n^2 x_1 + 2nx_4 + S, & \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = -2nx_2 + T, & \dot{x}_5 = x_6, & \dot{x}_6 = -n^2 x_5 + W \end{cases}, \quad (1)$$

где x_1, x_3, x_5 – относительное расстояние между МКА по высоте, по дистанции и по фронту соответственно; x_2, x_4, x_6 – скорость изменения относительного расстояния между МКА по высоте, по дистанции и по фронту соответственно.

Управляемое движение ведомого КА осуществляется путем воздействия на него радиальным, трансверсальным или бинормальным импульсами (u_S, u_T, u_W).

Уравнения управляемого относительного движения имеют вид, аналогичный системе (1), в которой S, T, W заменяются u_S, u_T, u_W . Ведомый КА необходимо перевести из начального в конечное состояние так, чтобы обеспечить минимум расхода энергии:

$$J = \int_0^{t_1} (u_S^2(t) + u_T^2(t) + u_W^2(t)) dt \rightarrow \min. \quad (2)$$

В работе решена задача оптимального управления по принципу максимума Понтрягина, в результате чего определены выражения для вектора состояния \bar{x} и для управляющих ускорений \bar{u} .

В среде MatLab разработано соответствующее программное обеспечение и выполнено моделирование для следующих параметров орбитальной группировки: долгота восходящего узла – 120 град, эксцентриситет – 0,01, наклонение – 85 град, фокальный параметр – 8000 км, аргумент перицентра – 10 град. Графики изменения межспутникового расстояния и циклограмма приложения управляющих импульсов при движении МКА на двух витках представлены на рис. 1 и 2 соответственно.

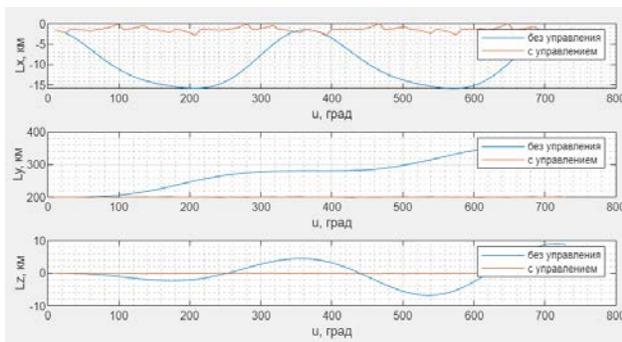


Рис. 1 – Изменение межспутникового расстояния

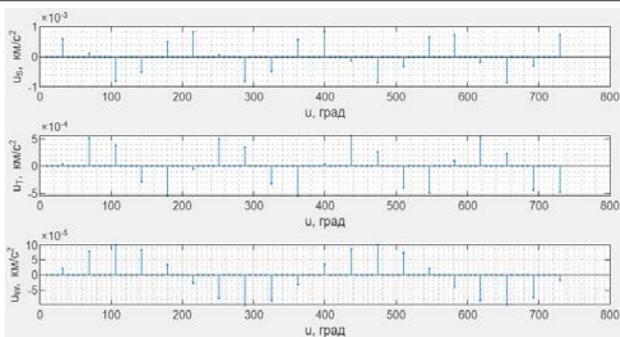


Рис. 2 – Циклограмма управляющих импульсов

На основе расчета затрат массы топлива на поддержание заданного расстояния между КА было выявлено, что для экономии топлива и, соответственно, увеличения времени жизни группировки необходимо либо уменьшить точность поставленной задачи (задать допустимую погрешность ± 20 км), либо увеличить высоту орбиты для уменьшения влияния атмосферы Земли на движение КА.

РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРЕБОВАНИЯМИ К ПРОГРАММНОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ

Шатский М.А., Косинский М.Ю., Щелькалин М.Ю.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
KosinskiyMY@mokb-mars.ru*

Процесс создания программного обеспечения бортовых комплексов управления проводится с учетом требований исходных данных на разработку. В свою очередь, исходные данные представляют собой многотомную документацию, что может затруднять полноценный учет всех требований при разработке.

Для решения указанных проблем успешно применяются специали-

зированные программные комплексы – системы управления требованиями (СУТ).

Таким образом, организация использования СУТ в рамках предприятия представляется актуальной задачей.

Структура СУТ во многом определяется набором документации с исходными данными. Например, исходные данные могут состоять как из непосредственно документа «Техническое задание» (ТЗ), так и из приложений к нему, в которых отдельные требования могут уточняться или расширяться. Указанные документы, как правило, состоят из пунктов, в которых могут содержаться одно или несколько требований.

В результате, с точки зрения описания требований, логичной представляется иерархическая структура с объектами вида «Техническое задание», «Приложение к ТЗ», «Пункт ТЗ», «Требование».

Для возможности учета проведения проверки выполнения требований при испытаниях ПО бортовых комплексов предложено дополнить структуру СУТ описанием способа проверки требования. Учитывая, что одним из документов, который описывает процедуру проверки выполнения требований ТЗ, может являться программа и методика испытаний (ПиМ), то в структуре СУТ каждое из требований предложено связать с пунктом (конкретной операцией проверки) из программы и методики испытаний.

Для распределения обязанностей по проверке отдельных требований между подсистемами БПО и фиксации факта проведения проверки выполнения требования исходных данных и его результатов структуру СУТ предложено дополнить связью пунктов ПиМ с отчетной документацией – актами по результатам проверок, в части каждой из подсистем (разделов) ПО.

По результатам выполненных исследований получена структура системы управления требованиями, реализация которой в виде приложения позволит сократить временные затраты на разработку ПО бортовых комплексов управления, обеспечить доведение всех требований исходных данных до каждого разработчика, контроль реализации указанных требований, проверку выполнения указанных требований при испытаниях.

РЕАЛИЗАЦИЯ МОДУЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ТРЕБОВАНИЯМИ В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ

Шатский М.А., Щелькалин М.Ю., Косинский М.Ю.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
ShchelikalinMU@mokb-mars.ru*

В докладе рассматривается вопрос программной реализации системы управления требованиями (СУТ) технического задания (ТЗ) к бортовому программному обеспечению (БПО) космических аппаратов (КА).

При разработке БПО приходится учитывать большой объем требований к создаваемому программно-аппаратному комплексу: сотни страниц основного ТЗ, еще больший объем в приложениях и требующие своего внимания дополнения. Разработчикам необходимо отслеживать реализацию и проверку каждого требования, указанного в этих документах. Для упрощения процесса отслеживания выполнения требований ТЗ и создается автоматизированная система управления требованиями.

Перед созданием новой программной реализации СУТ был составлен набор требований к системе и проведен обзор существующих в мире решений данной проблемы. Аналогичные системы создаются с 1970-х годов компанией IBM, система называется IBM Rational DOORS. Также были рассмотрены и более современные аналоги: плагины для системы управления требованиями Redmine, система Devprom, 3SL Cradle и другие.

На основе обзора и поставленных требований к СУТ было принято решение создавать новую систему. Следующим шагом составили схему данных и начали выбирать программные средства реализации: систему управления базой данных (СУБД), язык программирования и наборы библиотек для создания СУТ.

Первый вариант реализации СУТ решено делать с использованием веб-технологий, так как данный подход упрощает развертывание приложения и обладает кроссплатформенностью. В качестве СУБД выбрана PostgreSQL. Языком программирования выбран Ruby и его набор библиотек Ruby on Rails. В ходе работы также проведен обзор

существующих библиотек для работы с pdf-файлами, так как наибольшую проблему при программной реализации системы представляла привязка текста требования ТЗ к конкретной части утвержденного «бумажного» оригинала документа. В результате успешно создан прототип СУТ, обладающий минимумом необходимых функций, написан необходимый код и проведено его тестирование. Однако необходимость работы СУТ в изолированной от глобальной сети интернет внутренней сети вызвала значительные трудности при развертывании веб-приложения и его доработке.

В связи с этим принято решение о замене языка программирования. Вторая программная реализация СУТ создавалась с использованием языка программирования C++ и его библиотек. Также пришлось произвести отдельные исследования для выбора библиотеки для отображения и корректировки pdf-файлов. Как и в случае с Ruby, в C++ большая часть библиотек рассчитана на создание новых pdf-файлов, а не на отображение и доработку уже существующих.

Результатом проведенной работы стало создание прототипа СУТ, способного функционировать в изолированной локальной сети и позволяющего добавлять в систему новые требования и создавать их взаимосвязи с моделируемыми режимами работы КА, входящими в программу и методику испытаний (ПиМ) бортового ПО. В настоящее время проводится активное тестирование СУТ, которое позволит уточнить направление ее дальнейшего развития.

ДОПОЛНЕНИЕ НОВЫМИ СВОЙСТВАМИ МЕТОДА ЭКВИВАЛЕНТА ТЕПЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ МНОГОАГЕНТНОЙ СИСТЕМЫ

Гейс Э.А.

*г. Тула, ТулГУ
edheiss73@gmail.com*

Ключевым аспектом проектирования многоагентной системы (МАС), где под агентом понимается физический объект, например квадрокоптер, является разработка метода организации движения. Концепция метода эквивалента теплового движения заключается в поведенческом повторении агентами теплового движения атомов. В перспективе такой подход позволит использовать имеющиеся зависимости термодинамических систем как для проектирования МАС, так и для обеспечения ключевого свойства МАС – адаптивности к изменению поставленных задач и свойств окружающей среды. Ранее опубликованные работы на тему эквивалента теплового движения МАС направлены на формирование минимального и достаточного описания организации движения агентов. Глобальные задачи мониторинга местности и слежения за объектом, поставленные перед МАС, разделяются на множество подзадач. Одной из подзадач является полет МАС в среде со множеством препятствий при сохранении геометрической структуры роя. Ранее опубликованная реализация метода эквивалента теплового движения роя явно не позволяет решить эту подзадачу. Также аппаратная реализация агентов требует расстановки приоритетов локальных задач агента, например приостановка выполнения групповой задачи и возврат на точку старта для пополнения заряда бортовой батареи и т.п.

В данной работе предложен компонент метода организации движения, в котором вводится эквивалентный коэффициент «вязкости» роя. Увеличение коэффициента вязкости препятствует изменению относительного положения агентов роя. Приведенные результаты моделирования показывают работоспособность предложенного решения в части сохранения геометрической структуры роя.

Также предложено расширение метода эквивалента теплового движения в части расстановки приоритетов подзадач путем введения дополнительного свойства – «социальность». Введенный коэффициент социальности позволяет не только расставить приоритеты выполнения групповых и индивидуальных подзадач, но и обеспечить функционирование агента в нескольких роях одновременно. Также предложен вариант решения задачи ограничения максимальной скорости агента за счет использования характеристики «радиуса близкодействия» для предупреждения столкновений между агентами и препятствиями.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРНОГО ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Каленькин Д.А.¹, Косинский М.Ю.²

*г. Москва, НИУ «МЭИ»¹, МОКБ «Марс»²
dmitry.calenkin@yandex.ru*

Понятие «нечеткая логика» введено Л.А. Заде (1965 г.), предложившим теорию «нечетких множеств», на основе которых можно строить нечеткие аналоги всех математических понятий и создать необходимый формальный аппарат для моделирования человеческих рассуждений и человеческого способа решения задач. Нечеткое множество – совокупность элементов, относительно которых нельзя с полной определенностью утверждать, принадлежит ли тот или иной элемент данной совокупности [1]. При помощи нечетких множеств можно формально определить неточные и многозначные понятия, такие как «поворот резко вправо», «резкий подъем» и т.д. [2].

Беспилотный летательный аппарат (БПЛА) – летательный аппарат (искусственный летающий объект, предназначенный для совершения управляемого полета в заданных условиях) без экипажа на борту. В полете управляется либо автоматически, либо оператором с пункта управления, также возможно сочетание обоих способов управления. В качестве заданных условий полета могут выступать следующие критерии: наименьшее время полета по заданным точкам начала и окончания полета, максимальная дальность и т.п. Решение данных задач осложняется различного рода ограничениями, например разрешенные зоны полета (ограничения минимальной и максимальной высоты, наличие препятствий слева/справа от заданной заранее траектории движения).

С такого рода ограничениями могут справиться давно известные классические методы оптимизации [3]. Но могут возникнуть ситуации, когда полет происходит в неизвестной среде, в которой могут возникнуть дополнительные ограничения. В данном случае классические методы

могут не дать оптимального решения, поэтому необходим комплексный критерий, в котором степень влияния частных критериев зависит от текущей ситуации. Как правило, степень влияния частных критериев в комплексном критерии определяется весовыми коэффициентами. Однако расчет их значений является задачей сложной и зачастую слабо формализованной.

Подобные трудности также существуют в системах поддержки принятия решений. Однако в указанной предметной области к настоящему времени достигнуты значительные успехи в решении подобных задач за счет применения математического аппарата нечеткой логики. Известны нечеткие системы, позволяющие определить оптимальную стратегию поведения на фондовом рынке, оптимальную стратегию борьбы с эпидемиологическими ситуациями [4] и другие.

По результатам анализа существующих разработок предложена структура нечеткой модели формирования весовых коэффициентов и проведено исследование ее работы с учетом специфики предметной области БПЛА.

Литература

1. *Гостев В.И.* Нечеткие регуляторы в системах автоматического управления. – К: «Радиоаматор», 2008. – 972 с.
2. *Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л.* Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы: Пер. с польск. И.Д. Рудинского. – М.: Горячая линия – Телеком, 2006. – 452 с.: ил.
3. *Аоки М.* Введение в методы оптимизации. Перев. с англ., Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», М., 1977, 344 стр.
4. *Крошилин А.В., Бабкин А.В., Крошилина С.В.* Особенности построения систем поддержки принятия решений на основе нечеткой логики. Научно-технические ведомости СПбГТУ 2' 2010.

МАКСИМИЗАЦИЯ ДАЛЬНОСТИ УПРАВЛЯЕМОГО ПОЛЕТА БПЛА

Козырь А.В.

г. Тула, ТулГУ
Kozyr_A_V@mail.ru

Рассматривается продольное движение летательного аппарата (ЛА).
Математическая модель имеет вид:

$$\frac{dV_k}{dt} = \frac{P(t) + X - Y\alpha_T - mg \sin \theta}{m};$$
$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{(P(t) + X)(\vartheta - \theta) - mg \cos \theta + Y \cos \gamma}{mV_k}; I_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z; \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \cos \gamma;$$
$$\frac{dx(\delta)}{dt} = V_k \cos \theta; \frac{dy(\delta)}{dt} = V_k \sin \theta; \alpha_T(\delta) = (\vartheta - \theta) \cos \gamma,$$

где V_k – скорость ЛА, [м/с]; P – сила тяги, [Н]; X – продольная сила, [Н];
 Y – нормальная сила, [Н]; α_T – траекторный угол атаки, [рад]; g – ускорение
свободного падения, [м/с²]; m – масса ЛА [кг], зависящая от времени; θ
– траекторный угол, [рад]; ϑ – угол тангажа, [рад]; γ – угол крена, [рад];
 I_z – текущее значение момента инерции относительно оси OZ, [кг*м²];
 ω_z – проекция вектора угловой скорости на ось OZ связанной системы
координат, [рад/с]; M_z – момент тангажа, [Н*м]; x – координата ЛА по оси
OX, [м]; δ – угол наклона рулей, [рад]; y – координата ЛА по оси OY, [м].
В качестве управляющего воздействия принимается угол отклонения
рулей δ , зависящий от времени, $u(t) = \delta(t)$.

Для оптимизации программного управления ЛА рассматривается
спектральный метод. Временной интервал задачи разбивается на
сегменты определенной сетки перекрывающий временной интервал
 $[t_i, t_f], t_i = t_1 < t_2 \dots < t_N = t_f$ переменные решения (управления и состоя-

ния) характеризуются с помощью интерполяционных полиномов в этих точках сетки, называемых точками колакации. Уравнение динамики движения ЛА можно представить в матричном виде $\frac{d\mathbf{x}}{d\tau} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \tau)$, $0 \leq \tau \leq T$, где $\tau = \frac{T}{2}(1+t)$ – преобразованное время. Тогда задача оптимального управления состоит в том, чтобы найти управление U_i , $i = 1, \dots, N$, которое переводит систему из позиции $x_i = x_i(\tau_0)$ в позиции $x_i = x_i(\tau_f)$ за время $\tau_f - \tau_0$ и обеспечивающий оптимизацию показателя качества J :

$$J = h[X(T), T] = \int_0^T g(X, U, \tau, T) d\tau.$$

Вектор-функция F и скалярные функции h и g , как правило, нелинейны и дифференцируемы по своим аргументам.

В работе предлагается использовать спектральную аппроксимацию динамики с помощью полиномов Чебышева $\mathbf{x}_i = \mathbf{x}_i(t) \approx \sum_{j=0}^N b_{ij} \phi(t_j) + \mathbf{x}_0$, $i = 1, \dots, N$. Здесь $t_i = -\cos(\frac{i\pi}{N})$ точки Чебышева, а b_{ij} элементы матрицы \mathbf{B} , как показано в работе [1]. Далее раскладываем управляющий сигнал в ряд Чебышева: $U_m(t) = \sum_{i=0}^m c_i T_i(t)$. Исходную систему нелинейных дифференциальных уравнений можно аппроксимировать следующим образом: $\phi(t_i) = F\left(\sum_{j=0}^N b_{ij} \phi(t_j) + x_0, \sum_{i=0}^m c_i T_i(t), t_i\right)$, или $F(\alpha, \beta) = 0$. Аналогичным образом можно аппроксимировать критерий оптимизации, и задача оптимального управления сведена к задаче оптимизации параметров. Результаты оптимизации для конкретного примера приведены на рис. 1 и 2.

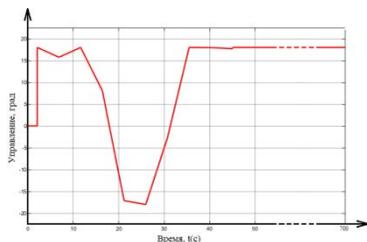


Рис. 1 – График управления

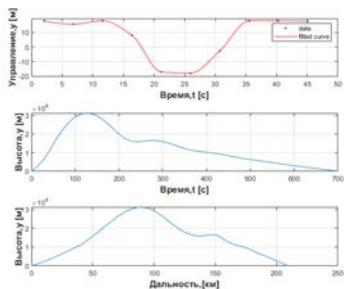


Рис. 2 – Траектория полета

Литература

Soler, M., Commercial Aircraft Trajectory Planning based on Multiphase Mixed-Integer Optimal Control. Ph.D. thesis, Universidad Rey Juan Carlos, 2013

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ RBF-СЕТЕЙ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ КВАДРОКОПТЕРА В УСЛОВИЯХ ПЕРЕМЕННОЙ НАГРУЗКИ И АТМОСФЕРНЫХ ПОМЕХ

Тран В.Т., Кориков А.М.

г. Томск, ТУСУР
korikov@asu.tusur.ru

Квадрокоптеры, как беспилотные летательные аппараты (БПЛА), обладают многими достоинствами: компактная конструкция, высокая мобильность и устойчивость, низкий взлетный вес, надежная работа и возможность полета над сложной местностью. Атмосферная среда БПЛА сложна, в ней всегда присутствуют различные возмущения: ветер, изменение веса нагрузки, изменение плотности воздуха и т.п. Эти факторы влияют на точность управления БПЛА с помощью обычных регуляторов, которые в БПЛА работают эффективно только тогда, когда все параметры БПЛА априори известны. Поэтому актуальна задача синтеза адаптивного

рез $\vec{x}_d = (x_d, y_d, z_d, \phi_d, \theta_d, \psi_d)$. Тогда структуру АР, использующего нейронную RBF-сеть, можно представить в виде рис. 2.

К управляющим сигналам системы управления БПЛА относятся F_x, F_y, F_z – управляющие силы в направлениях Ox, Oy, Oz для изменения положения БПЛА в пространстве. Они определяются по системе уравнений (2). Через U_1 обозначена суммарная управляющая сила, создаваемая четырьмя электродвигателями БПЛА, через U_2, U_3, U_4 обозначены управляющие сигналы для поворота БПЛА вокруг осей Ox, Oy, Oz :

$$\begin{aligned}U_1 &= F_1 + F_2 + F_3 + F_4; & U_2 &= F_1 - F_3; \\U_3 &= F_2 - F_4; & U_4 &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2),\end{aligned}$$

где F_1, F_2, F_3, F_4 – силы, создаваемые четырьмя бесщеточными двигателями работающего БПЛА, $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ – угловые скорости четырех бесщеточных двигателей.

АР, представленный на рис. 2, является многомерной и многосвязной системой автоматического управления (САУ). Многомерность и многосвязность существенно усложняют синтез таких систем. Снижение сложности задачи синтеза АР возможно с использованием известного в теории САУ метода разделения движений, т.е. вначале синтезируется АР с использованием нейронной сети RBF для управления движением БПЛА по декартовым координатам, а затем – синтезируется АР по угловым координатам. В результате процедура синтеза АР упрощается: вместо сложной системы высокого порядка рассматриваются две более простые подсистемы меньшего порядка.

В докладе приведены результаты синтеза АР, использующего нейронную RBF-сеть, по предложенной выше процедуре, т.е. последовательно решены следующие задачи:

- ✓ синтез адаптивного скользящего режима управления с использованием нейронной сети RBF для управления движением БПЛА по декартовым координатам;
- ✓ синтез адаптивного скользящего режима управления с использованием нейронной сети RBF для управления БПЛА по угловым координатам (углам Эйлера).

При решении каждой из этих задач используются три нейронные RBF-сети для аппроксимации функций, содержащих неизвестные параметры: изменение веса нагрузки, воздействие ветра, изменение плот-

ности воздуха и т.п. Каждая нейронная RBF-сеть содержит два нейрона входного слоя, пять нейронов скрытого слоя и один нейрон выходного слоя. Радиальная базисная функция RBF-сети в скрытых узлах описывается гауссоидой. Моделирование системы управления полетом квадрокоптера в условиях переменной нагрузки и атмосферных помех выполнено в программной среде MATLAB SIMULINK.

Результаты моделирования полета БПЛА показывают, что при изменении нагрузки и при наличии внешних помех адаптивная система управления БПЛА сохраняет устойчивость. Адаптивный контроллер можно применять для управления БПЛА в автоматизированных грузовых операциях, в операциях по опрыскиванию сельскохозяйственных полей жидкостями в сложных условиях при наличии помех (ветер, переменная плотность воздуха, изменение давления воздуха и т.п.).

Литература

1. Прикладная информатика: справочник / Под ред. В.Н. Волковой и В.Н. Юрьева. – М.: Финансы и статистика; ИНФРА-М, 2008. – 768 с.

2. *Калягин М.Ю.* Моделирование системы управления полетом квадрокоптера в среде Simulink и Simscape Multibody / М.Ю. Калягин, Д.А. Волошин, А.С. Мазаев // Труды МАИ. Вып. 112 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://trudymai.ru/published.php?ID=116308>, свободный (дата обращения: 26.06.2022).

3. *Огольцов И.И.* Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера / И.И. Огольцов, Н.Б. Рожнин, В.В. Шеваль // Труды МАИ. Вып. № 83 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://trudymai.ru/published.php?ID=62031> свободный (дата обращения: 26.06.2022).

4. *Тран В.Т.* Выбор регулятора, работающего в скользящем режиме, для автоматизированной транспортной системы / В.Т. Тран, А.М. Кориков, Т.Т. Нгуен // Доклады ТУСУР. – 2021. – Т. 24, № 4. – С. 79–84.

РОБАСТИЗАЦИЯ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Фам К.Ф.¹, Филимонов Н.Б.^{1,2}

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана¹, МГУ им. М.В. Ломоносова²
nbfilimonov@mail.ru*

Одним из самых эффективных видов высокоточного оружия ведущих армий мира являются автоматические маневренные летательные аппараты (АМЛА) типа крылатых ракет с бортовыми системами самонаведения, обеспечивающими автономный вывод, сближение и уничтожение любых целей противника. При этом ключевую роль в повышении боевых возможностей АМЛА играет система автоматической стабилизации, обеспечивающая высокоточное движение аппарата с ликвидацией отклонений параметров его движения от программных значений, вызванных действием возмущений.

В докладе рассматривается задача разработки и исследования алгоритмов робастного управления угловым движением АМЛА в условиях параметрической неопределенности модели его динамики. В докладе, развивающем результаты авторов [1–3], для решения поставленной задачи используются широко известные формализованные методы современной нелинейной теории автоматического управления. Обсуждаются два алгоритма робастного слежения АМЛА за программным изменением угла атаки: первый алгоритм реализует метод управления на скользящих режимах, а второй алгоритм реализует метод адаптивного бэкстеппинг управления. Приводятся результаты компьютерной апробации разработанных алгоритмов управления углом атаки АМЛА в среде Matlab на примере гипотетической авиационной ракеты класса «воздух – воздух».

Литература

1. Фам К.Ф., Филимонов Н.Б. Компьютерный анализ эффективности методов самонаведения крылатой ракеты на маневрирующие воздушные цели // Мехатроника, автоматика и робототехника. 2022. № 9. – С. 17–22.

2. Фам К.Ф., Филимонов Н.Б. Парето-оптимизация генетическим алгоритмом системы самонаведения крылатой ракеты на маневрирующие воздушные цели // Journal of Advanced Research in Technical Science. 2022. № 30. – С. 88–95.

3. Фам К.Ф., Филимонов Н.Б. Нелинейное робастное управление углом атаки автоматического маневренного летательного аппарата // Высокпроизводительные вычислительные системы и технологии. 2022. Т. 6, № 1. – С. 172–179.

ПЕРСПЕКТИВА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НЕЙРОСЕТЕВЫХ КОНТРОЛЛЕРОВ УПРАВЛЕНИЯ В БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Феофилов Д.С.

*г. Тула, ТулГУ
fd19072002@mail.ru*

Беспилотные летательные аппараты широко используются в различных сферах деятельности. Существуют многочисленные способы построения систем управления для таких объектов, начиная от классических ПИД-регуляторов и заканчивая нейросетевыми устройствами [1]. Актуальность такого подхода подтверждается тем, что несколько лет назад в военном ведомстве США DARPA заинтересовались проблемой использования нейронных сетей в качестве контроллеров управления [2]. В настоящей работе проводится анализ возможностей классических и нейросетевых регуляторов, выявляются достоинства и недостатки этих двух подходов к управлению.

Большинство современных объектов управления представляют собой сложные системы, определить точные математические модели которых не всегда представляется возможным, что существенным образом влияет на качество управления [3]. В таких условиях классические контроллеры не способны обеспечить требуемые динамические характеристики.

Преимущество нейронных сетей заключается в том, что при их

использовании не требуется полное математическое описание управляемого объекта. Они способны обучаться на основе входных и выходных данных, что обеспечивает их высокую робастность и адаптивность [4]. Это позволяет использовать одну структуру сетей для управления различными объектами, но процесс обучения таких нейрорегуляторов весьма требователен к вычислительным ресурсам.

Таким образом можно выделить такие достоинства и недостатки представленных методов управления. Нейросетевые регуляторы следует использовать при отсутствии точной и верифицированной математической модели объекта управления [5]. За счет своей адаптивности они могут обеспечить достаточно качественное управление объектом типа «черный ящик» и подстройку под его изменяющиеся параметры. Однако если объект хорошо известен и стационарен, то использование нейросетей не дает никаких преимуществ, даже будет уступать классическим законам управления (ПИД-регуляторы) [6]. Кроме того, синтез стандартных регуляторов значительно проще и не требует мощных вычислителей.

Литература

1. Барский А.Б. Нейронные сети: распознавание, управление, принятие решений. – М.: Финансы и статистика, 2004. – (Прикладные информационные науки).
2. https://d-russia.ru/wp-content/uploads/2014/04/Program_darpa2015_rus.pdf
3. Борисевич А. Теория автоматического управления. – М., 2011.
4. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс, 2-е изд., испр.: Пер. с англ. – М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2006.
5. Чернодуб А.Н., Дзюба Д.А. Обзор методов нейрорегулирования // Проблемы программирования. – 2011.
6. A neural regulator for efficient control of electric vehicle motors / O. Nepomnyashchiy, F. Kazakov, D. Ostroverkhov [et al.] // EAI Endorsed Transactions on Energy Web. – 2020. – Vol. 7. – № 28. – P. 162804.

СТАТИСТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К СИНТЕЗУ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ БЛА

Хазов А.С.

*г. Дубна, АО «ГосМКБ «Радуга»
alexandr_khazov@rambler.ru*

Для исследования устойчивости движения беспилотного летательного аппарата (БЛА) вокруг центра масс обычно применяется метод так называемых «замороженных» динамических коэффициентов. Разработчики проводят оценку работы контура стабилизации (КС) на исходных данных (ИД), которые соответствуют номинальным характеристикам модели движения БЛА, а также разбросам параметров БЛА и внешних факторов. Тестовые разбросы параметров БЛА и внешних факторов обычно выбираются таким образом, чтобы уменьшить запасы устойчивости, что наблюдается в виде роста амплитуды колебаний переходных процессов «короткопериодического» движения. Такой подход не позволяет провести оценку работы системы в целом: отсутствует вероятностная оценка наступления события, соответствующего тестовому, отсутствует «общая» оценка работы системы в области заданных допусков параметров БЛА и внешних факторов. Ввиду наличия случайных параметров системы, в представленной работе реализована модель имитационного моделирования пространственного движения БЛА методом Монте-Карло. Данный метод позволяет получить распределение значений последствий, не прибегая к аналитическому методу ввиду сложности (в том числе из-за нелинейности системы). Платой за простоту метода является время, затраченное на расчеты, что при имеющихся ресурсах на сегодняшний день не является большой проблемой.

Основные параметры БЛА, значения которых в пределах допусков являются случайными: АХ, положение ЦМ, направление и величина вектора тяги. Также на БЛА оказывают влияние внешние факторы: атмосферные параметры (в том числе ветер, порывы ветра), также являющиеся в общем смысле случайными в пределах допусков.

В представленной работе решалась задача выбора настроек КС (из

предложенных вариантов) и условий применения гипотетического БЛА. Выбран генератор псевдослучайных чисел XorShift128, случайные параметры считались равномерно распределенными. Проведена оценка события как «неудачно» по критерию выхода контролируемых параметров из оговоренных диапазонов. Получено статистическое сравнение результатов работы двух вариантов настроек КС, выбран «лучший» вариант. Проведен анализ чувствительности модели к изменению параметров ИД (рис. 1): получено, что случаи выхода за проектные величины АХ чаще всего связаны с параметрами продольного канала БЛА, на который оказывают влияние тяга стартового двигателя и ветровое возмущение. Таким образом, для БЛА определена граница применимости в условиях ветрового возмущения (величина скорости и направление ветра).

В некоторых случаях параметры конкретного изделия БЛА (например, положение ЦМ) могут выходить из зоны допусков. В связи с чем возникает вопрос о применимости изделия. Реализованная модель позволяет решить данный вопрос: получить статистическую оценку работы системы, на основе которой принять решение о применимости, а также ограничить условия применения.

Необходимо добавить, что с помощью реализованной модели по критерию близости параметров продольного канала АХ можно получить результаты, близкие к результатам натурных работ, подтвердив таким образом корректность модели БЛА, и в частности важнейшей составляющей – модели АХ БЛА.

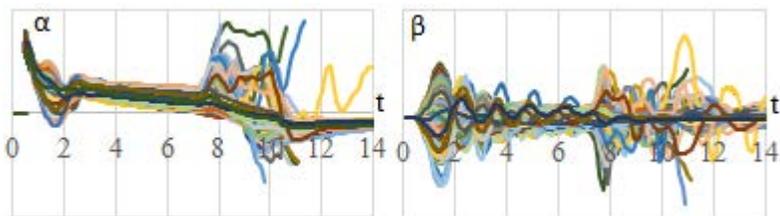


Рис. 1 – Результаты моделирования (углы атаки α и скольжения β по времени)

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА МАКСИМАЛЬНУЮ ДАЛЬНОСТЬ

Цветков А.В.

г. Дубна, АО «ГосМКБ «Радуга»

tsvetkov_art@mail.ru

Максимальная дальность полета летательного аппарата (ЛА) является одной из его ключевых тактико-технических характеристик.

В качестве основных параметров движения, описывающих траекторию полета ЛА, были приняты дискретные значения абсолютной высоты полета $H_j \in [H_{\min}; H_{\max}]$ и числа Маха $M_k \in [M_{\min}; M_{\max}]$, оптимальные значения которых было необходимо определить для дискретных значений массы ЛА $m_i \in [m_0; m_k]$ в процессе выработки топлива.

В качестве критерия оптимальности параметров траектории H_j и M_k , соответствующих массе ЛА m_i , был принят минимум километрового расхода топлива C_k (кг/км) при установившемся горизонтальном полете ЛА (рис. 1). В качестве критериев выбора параметров траектории H_j и M_k , соответствующих следующему значению массы ЛА m_{i+1} , были выбраны возможность перехода между состояниями m_i, H_j, M_k и m_{i+1}, H_j, M_k , а также минимум километрового расхода топлива C_k при установившемся горизонтальном полете в состоянии m_{i+1}, H_j и M_k . Для начальной массы ЛА m_0 в качестве критерия оптимальности параметров траектории H_j и M_k также был принят минимум километрового расхода топлива C_k при установившемся горизонтальном полете.

Сравнение параметров траектории полета ЛА на максимальную дальность с параметрами, соответствующими минимуму километрового расхода топлива C_k при установившемся горизонтальном полете в состояниях m_i, H_j и M_k , представлено на рис. 2.

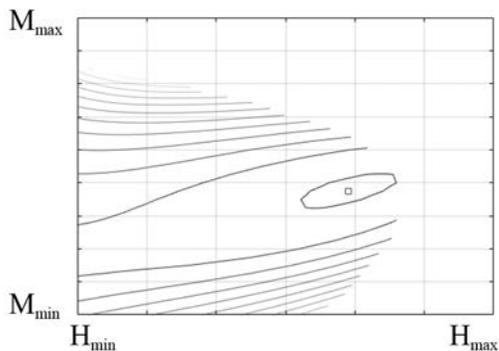


Рис. 1 – Километровый расход топлива

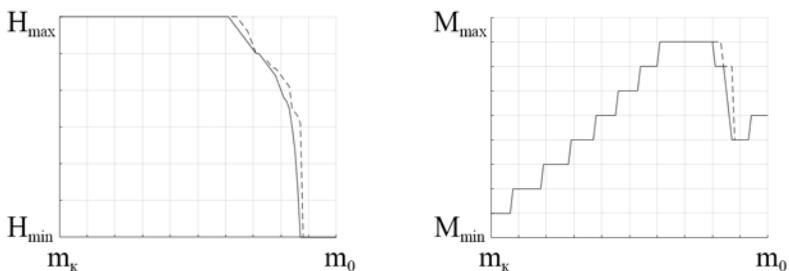


Рис. 2 – Параметры траектории полета

АЛГОРИТМ ВЫХОДА БЛА НА ЗАДАННУЮ ПРОСТРАНСТВЕННУЮ ПРЯМУЮ «ПО РАССОГЛАСОВАНИЮ»

Чулин Н.А., Миронова И.В.

г. Москва, МГТУ им Н.Э. Баумана
miroнова.i.v@bmstu.ru

В последние годы широкое распространение получили беспилотные летательные аппараты (БЛА) различных классов, будь то самолеты,

баллистические и крылатые ракеты, мультироторные аппараты и т.п. Одним из центральных вопросов при их разработке является формирование контуров стабилизации и наведения аппарата на цель (либо прохождения маршрута), например прохождение квадрокоптером контрольных точек маршрута, вывод самолета на заданный курс, либо ракеты – на линию визирования. Общее в этих задачах – их можно рассматривать как задачу выхода на прямую, проходящую через заданную точку в заданном направлении. Например, для задачи прохождения контрольной точки маршрута прямая должна проходить через эту точку, а направление прямой – определяться направлением желаемой скорости в этой точке. Один из подходов к решению – синтез контура управления, обеспечивающего устойчивый выход аппарата на прямую с последующим движением по ней [1–3]. Для создания и поддержания такого направленного движения необходимо его формировать как устойчивый равновесный режим полета. Управление основывается на «классическом» подходе с обратными связями по рассогласованию.

Для работы алгоритма необходимо с приемлемой для контура управления этого аппарата частотой снимать информацию о текущей скорости, координатах и перегрузках. Используя примерную пропорциональность перегрузок скоростям изменения траекторных углов, можно формировать заданные перегрузки на основе следующих соотношений:

$$\begin{aligned}n_{узад} &= k_{нв}d_{в} + k_{n\theta}(\varphi - \theta), \\n_{ззад} &= k_{nr}d_{r} + k_{n\Psi}(\chi - \Psi),\end{aligned}$$

где χ и φ – заданные направления прямой, например заданные направления скорости (траекторные углы) в контрольной точке или азимут и угол места цели, а $d_{в}$ и d_{r} – проекции расстояния (кратчайшего) от текущего положения аппарата до прямой в вертикальной и горизонтальной плоскостях, $k_{нв}$, $k_{n\theta}$, k_{nr} , $k_{n\Psi}$ – коэффициенты, от выбора которых зависит кривизна траектории выхода на прямую, Ψ и θ – текущие углы пути и наклона траектории.

Проекции $d_{в}$ и d_{r} рассчитываются по очевидным геометрическим соотношениям:

$$\begin{aligned}d_{в} &= \sqrt{(x_0 - x)^2 / \cos^2(\chi_{ц} - \chi) + (y_0 - y)^2} \cdot \sin(\varphi_{ц} - \varphi), \\d_{r} &= \sqrt{(x_0 - x)^2 + (z_0 - z)^2} \sin(\chi_{ц} - \chi),\end{aligned}$$

где x_0, y_0, x, y – координаты заданной точки и текущие координаты аппарата.

Таким образом, замыкая контур по скорости и координатам точки, обеспечиваем приход в нужную точку с необходимыми параметрами и плавностью, замыкая контур по перегрузкам с учетом их ограничений, формируем выход на прямую в направлении точки в равновесном режиме полета, где точка и прямая становятся аттракторами – притягивающими фокусами. Чтобы при выводе на прямую из произвольной точки не выйти из области притяжения данного аттрактора, а также для возможности физической реализации (отработки исполнительными органами) алгоритмов, перегрузки необходимо ограничивать. Возможные способы расчета таких ограничений приведены в [1–3].

Предлагаемый подход к формированию управления аппаратом обеспечивает простоту контура, опираясь на хорошо известные «классические» методы, исключает решение промежуточных вычислительных задач и обеспечивает достаточную грубость системы.

Литература

1. Mironova I.V., Savrushkina M.E., Chulin N.A. Usage of natural balance mode in automatic trajectory control of aircraft with non-standard configurations // *Procedia Computer Science*. 186. 2021. P. 751–760.

2. Чулин Н.А., Миронова И.В. Траекторное управление мультикоптерами с несимметричными компоновками // Сборник трудов с конференции «Управление в аэрокосмических системах (УАС-2018)» СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2018. С. 271–275.

3. Интернет-ресурс: <https://bmsfu.ru/svedendoc/dissert/index.php?q=dissertation&id=774>

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ АВТОНОМНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ

Бессонов Р.В.

*г. Москва, ИКИ РАН
besson@cosmos.ru*

В статье описываются история развития и достигнутый уровень в современном поколении приборов астроориентации ИКИ РАН для отечественных космических аппаратов (КА). Также описываются практика применения приборов звездной ориентации на блоках выведения «Волга» разработки РКЦ «Прогресс» и внедрения нового поколения этих приборов в системы управления НПЦАП для семейства разгонных блоков ракеты-носителя «Ангара».

Показаны возможности применения и достигнутые результаты внутриатмосферного применения астроприборов (в том числе днем), из которых делается следующий вывод. Для летательных аппаратов (ЛА), двигающихся выше 8–10 км, т.е. над облаками за счет адаптации конструкции оптического инструмента к условиям применения и степени его интеграции с БИНС, возможно создание астроприбора, не требующего устройства наведения, а работающего по группе звезд – по принципам звездного прибора для КА. При интеграции оптического инструмента с гиropлатформой, обеспечивающей ее наведение и удержание в требуемых направлениях, удастся обеспечивать астрокоррекцию с высот ниже 8 км, в том числе с уровня моря. В первую очередь гиropлатформа требуется для наведения астроприбора в разрывы между облаками для визирования там звезд.

В статье описываются возможности построения полностью автономной системы навигации в интересах Морфлота, использующей круглосуточное наблюдение морского горизонта в ИК-области спектра и измерение местной вертикали, что в совокупности с астроизмерениями обеспечивает астрокоррекцию как по углам, так и по координатам.

Системы автономной оптической навигации разрабатываются и для КА. Для пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения

в ИКИ РАН создается система, объединяющая на одном термостабильном кронштейне четыре оптические головки: две направленные на звезды и две – на планету (Землю или Луну). Планетные камеры отличаются оптикой: одна – с объективом «фишай» – визирует линию горизонта и определяет направление на центр планеты, вторая – более узкоугольная – предназначена для распознавания заранее подготовленных геологически стабильных контрастных естественных ориентиров на поверхности планеты и решения задачи навигации. Технология распознавания ориентиров отработана в рамках решения задач геопривязки снимков среднего разрешения комплекса многоспектральной спутниковой съемки (КМСС), разработанного в ИКИ РАН и установленного на КА серии «Метеор-М». Подобная система автономной навигации создается и для посадочной миссии «Луна-Ресурс».

Достигнутые результаты в автономной навигации в полной мере применимы на ЛА (в первую очередь беспилотных), летающих ниже облачности. Для формирования эталонных изображений «карт», свободных от сезонных изменений, могут быть использованы современные нейросетевые алгоритмы, обрабатывающие ряды разносезонных изображений одних и тех же участков земной поверхности. А для решения задачи круглосуточной автономной навигации съемочная система может содержать пару камер: оптическую и ИК. Совместная обработка двух кадров с таких камер позволяет синтезировать кадр, малочувствительный к изменению светооптической обстановки, который может быть привязан к эталонной «карте». Кроме того, такие изображения, уже с бортовой реализацией нейросетевых алгоритмов, могут быть использованы для распознавания инфраструктурных объектов, техники, живых существ, рельефа.

УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ДАТЧИК СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Бодрова Е.Ю.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
ebodrova93@yandex.ru*

Доклад посвящен сравнительному теоретическому и экспериментальному исследованию современных цифровых ультразвуковых (УЗ) датчиков с точки зрения их применения в качестве детектора поверхности и ее рельефа (горы, равнины, низменности, плоскогорья, нагорья), в частности для посадки беспилотных летательных аппаратов при скоростях сближения до 20 м/с, а также в качестве измерителей расстояния до твердой поверхности земли при скоростях сближения до 20 м/сек.

Данный вопрос очень важно исследовать, поскольку ультразвуковые датчики являются экономически выгодными в решении данных задач, а современные УЗ-датчики снабжены лазерным маркером, из-за чего получается более точно направленный звуковой пучок, а следовательно, он более точен в измерениях, датчик может работать при значительных скоростях (до 100 м/с), в тумане и в дыму, также возможно использование доплеровского эффекта для измерения скорости сближения с поверхностью.

В работе ставились следующие цели и задачи:

- теоретически исследовать современные цифровые ультразвуковые датчики и провести их сравнительный анализ;
- разработать лабораторный экспериментальный стенд для испытаний свободно падающего измерителя расстояния (СПУИР);
- разработать устройство системы регистрации и хранения зависимости отраженного ультразвукового сигнала от времени;
- проведение полевых испытаний СПУИР;
- анализ результатов испытаний.

Объектом исследования являются модули ультразвуковых датчиков как измерителей расстояния до объекта в масштабе реального времени:

- модуль ультразвукового датчика фирмы ProWave SRM400 (Тайвань);
- модуль ультразвукового датчика фирмы Maxim MAXQ7667 (США);
- модуль ультразвукового датчика фирмы Parallax HC-SR04 (Россия);
- модуль ультразвукового датчика фирмы TexasInstruments AFE5803 (США);
- модуль ультразвукового датчика фирмы AnalogDevices CN-0343 (США).

В работе был исследован модуль фирмы ProWave SRM400, так как он относительно недорогой, прост в работе, небольшой по габаритам, с подходящей рабочей частотой, легко программируемый (в отличие от модуля MAXQ7667, который оказался самым лучшим по сравнительным характеристикам, но сложно программируемым), по дальности действия уступает модулям MAXQ7667, AFE5803 и CN-0343, но для увеличения дальности в работе использовались четыре цилиндрических приемозлучателя, при этом дальность увеличилась до 15 метров.

Для проверки работы СПУИР использовался лабораторный стенд, который проверяет работоспособность датчика при высоких скоростях движения мишени (не менее 5 м/с), которая обеспечивается мотором и вращающейся штангой, к которой крепится мишень (15 x 15 см). Полученные результаты показали возможность применения СПУИР в качестве измерителя расстояния до твердой поверхности при высоких скоростях сближения (не менее 5 м/с).

Также было создано экспериментальное оборудование, предназначенное для проверки работы СПУИР в полевых условиях. Все проведенные испытания показывают эффективность практического применения исследованного датчика для управления системой посадки БПЛА и в качестве измерителя расстояния до твердой поверхности при скоростях сближения объекта до 20 м/с.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ИЗМЕРЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ ВЕКТОРА СКОРОСТИ РАДИОВЫСОТОМЕРНЫХ СИСТЕМ, АДАПТИВНЫХ К ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Васильева А.В.

*г. Каменск-Уральский, АО «УПКБ «Деталь»
solovjev@nexcom.ru*

Современный этап развития авиации как военного, так и гражданского назначения характеризуется устойчивой тенденцией к повышению требований к тактико-техническим характеристикам (ТТХ) летательных аппаратов (ЛА). Естественное следствие такой тенденции – повышение роли и значения радиолокационных датчиков навигационной информации. К таковым относятся радиовысотомерные системы (РВС), обеспечивающие измерение высоты и составляющих вектора скорости (продольной V_x и поперечной V_z) в связанной системе координат. Однако достигнутые на сегодняшний день точностные характеристики РВС еще не полностью удовлетворяют требованиям современных и перспективных систем маршрутной навигации, в частности, над неоднородными сложными поверхностями (с резко изменяющимся рельефом и отражающими характеристиками, над гладкими поверхностями).

В данной работе приведены результаты исследования алгоритмов измерения составляющих вектора скорости РВС, адаптивных к подстилающей поверхности.

Рассмотрены следующие способы:

1. Адаптация алгоритмов оценки составляющих вектора скорости РВС к подстилающей поверхности путем изменения дискрета взаимно-корреляционных функций сигналов (увеличения частоты следования зондирующих импульсов) в зависимости от значения высоты полета ЛА. Данный способ позволяет уменьшить флуктуации измеряемых параметров V_x и V_z , а также исключить их постоянное смещение над неоднородной поверхностью.

2. Адаптация алгоритмов оценки составляющих вектора скорости

РВС к подстилающей поверхности путем изменения конфигурации антенной системы (АС). Предлагаемая геометрия АС (рис. 1) позволяет сохранить достигнутые точности измерения над поверхностями с широкой диаграммой обратного рассеяния (ДОР) и обеспечивает минимизацию погрешности измерения над гладкими поверхностями по сравнению с известными вариантами геометрии АС. На разработанную АС получен патент на изобретение № 2601441.

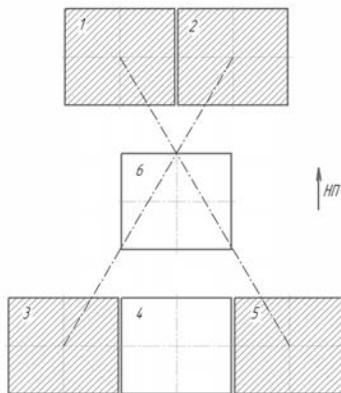


Рис. 1 – Геометрия АС

3. Адаптация алгоритмов оценки составляющих вектора скорости РВС к подстилающей поверхности варьированием несущей частоты. Теоретически обоснована эффективность увеличения частоты сигнала над поверхностью с узкой ДОР с целью повышения точности измерения составляющих вектора скорости. Посредством моделирования были подтверждены теоретические предпосылки способа, данный алгоритм реализован в РВС в АО «УПКБ «Деталь», эффективность применения подтверждена летными испытаниями. На данный способ адаптации получен патент на изобретение № 2672098.

Использование приведенных результатов позволило существенно повысить ТТХ РВС, сократить сроки их отработки и приступить к разработке нового поколения бортовых измерителей параметров движения с расширенными функциональными возможностями в широком диапазоне высот, скоростей и угловых эволюций ЛА.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ТЕСТА ДИКИ–ФУЛЛЕРА В ЗАДАЧЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕМОДЕЛИРУЕМЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Вереникин С.Н., Масленников А.Л.

*г. Москва, МГТУ имени Н.Э. Баумана
amas@bmsfu.ru*

Погрешности навигационных определений глобальных навигационных спутниковых систем, вызванные переотражением радиосигналов от элементов городской застройки, являются немоделируемыми, поэтому их алгоритмическая компенсация весьма затруднительна. Использование многомодального гауссовского распределения – один из вариантов аппроксимации этих немоделируемых погрешностей [1, 2].

В данной работе рассматривается зависимость точности моделирования погрешностей от переотражений радиосигналов от порядка аппроксимирующей модели при использовании теста Дики–Фуллера [3]. В данном тесте оценивается статистическое значение, которое сравнивается с известными рассчитанными критическими значениями, позволяющие установить, возможно ли аппроксимировать исследуемый ряд с помощью некоторого стационарного ряда (с постоянными параметрами). Если для исследуемого ряда выполняются условия существования авторегрессионной модели, то возможен подбор коэффициентов методом наименьших квадратов. В качестве моделей кандидатов используются авторегрессионная модель (AR), авторегрессионная модель со сдвигом (ARD) и авторегрессионная модель с временным трендом (TS).

Вычислительный эксперимент заключался в моделировании погрешностей от переотражений радиосигналов с использованием многомодального гауссовского распределения и последующим применением теста Дики–Фуллера с тремя видами моделей различных порядков для детектирования (аппроксимации) погрешностей от переотражения. Результаты моделирования показали, что с увеличением порядка AR-модели точность подобной аппроксимации уменьшается практически по

линейному закону, а для ARD- и TS-моделей остается практически постоянной, сравнимой по порядку с результатами для AR-модели.

Литература

1. *Marais J., Nahimana D.F., Viandier N., Duflos E.* GNSS Accuracy enhancement based on pseudo range error estimation in an urban propagation environment. *Expert Systems with Applications*, Elsevier, 2013, 40 (15), pp 5956–5964. DOI: 10.1016/j.eswa.2013.05.026. hal-00853813.

2. *Marais J., Godefroy B.* Analysis and optimal use of GNSS pseudo-range delays in urban canyons. *The Proceedings of the Multiconference on Computational Engineering in Systems Applications*, 2006, pp. 31–36, DOI: 10.1109/CESA.2006.4281619.

3. *Li B., Zhang Zh., Shen Yu., Yang L.* A procedure for the significance testing of unmodeled errors in GNSS observations. *Journal of Geodesy*. 2018. 92(10), pp. 1171–1186. DOI: 10.1007/s00190-018-1111-9.

РАЗРАБОТКА ВЫСОКОТОЧНОГО ПРИВОДА НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ С ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

Горячев О.В., Воробьев В.В.

*г. Тула, ТулГУ
info@sau.tsu.tula.ru*

Актуальность развития прикладных методов проектирования приводов наведения и стабилизации обусловлена необходимостью обеспечения все возрастающих требований по динамике, точности, помехозащищенности и др. На практике сложно синтезировать оптимальный более чем по одному критерию закон управления. Поэтому для управления сложными динамическими объектами целесообразно использование комплексного закона, который сочетает в себе достоинства нескольких законов управления.

Сочетание нескольких законов управления возможно, например, в классе систем с переменной структурой. Однако такие системы не ли-

шены недостатков. При переключении с одного режима управления на другой могут возникать нежелательные движения, например близкие к периодическим колебания, скользящие режимы, возможна потеря устойчивости. Добиться гладкой формы кривой переключения и плавного переключения структур классическими методами сложно. Поэтому применение методов искусственного интеллекта, в частности нечеткой логики, для этих целей является обоснованным.

В качестве объекта управления рассмотрена безредукторная силовая система на базе синхронного безколлекторного двигателя. Блок комплексного управления (БКУ) приводом содержит три регулятора: регулятор P1 – реализует «быстродействующий» закон управления в режиме переброски; регулятор P2 – реализует «точный» закон управления в режиме слежения; нечеткий регулятор (НР) – реализует совместную работу «быстродействующего» и «точного» законов в процессе управления приводом.

Регуляторы P1, P2 реализованы как линейные (разновидности ПИД-регулятора). Настройка коэффициентов P1 и P2 производилась под требования ТЗ в режимах переброски и слежения по отдельности методом численной параметрической оптимизации с использованием пакета Signal Constraint системы Matlab.

НР формирует результирующее управление в соответствии с выражением для взвешенной суммы сигналов с выходов P1 и P2 вида

$$u = u_1 \cdot \alpha(\vec{\varepsilon}) + u_2 \cdot (1 - \alpha(\vec{\varepsilon})),$$

где u – результирующее управление; u_1 – управление от P1; $\alpha(\vec{\varepsilon})$ – функция веса; $\vec{\varepsilon}$ – вектор входных переменных; u_2 – управление от P2.

Из представленного выражения следует, что в процессе управления приводом одновременно задействованы оба закона, причем доля (вес) их участия в совместной работе определяется нечеткой логической функцией веса, величина которой принимает значения из диапазона [0..1]. На входе НР действует двумерный вектор $\vec{\varepsilon}$, компонентами которого являются модуль ошибки по положению и модуль ошибки по скорости нагрузки. Синтез НР проводился методами нечеткой логики с использованием стандартного инструментария пакета Fuzzy Logic системы Matlab.

Разработанный БКУ реализуется в виде цифрового контроллера.

Достоверность полученных результатов подтверждена компьютерным моделированием.

МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МЕХАТРОННЫХ МОДУЛЕЙ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ МАЛОГАБАРИТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Морозов О.О.

*г. Тула, ТулГУ
age.sau@mail.ru*

Главным направлением модернизации существующих и одним из важнейших критериев при разработке перспективных малогабаритных высокодинамичных летательных аппаратов (ЛА) является повышение их эффективности за счет внедрения автоматических систем коррекции траектории полета. При этом одним из определяющих факторов, обеспечивающих достижение указанной цели, являются характеристики исполнительных органов подобных систем, роль которых выполняют, как правило, мехатронные модули различных типов.

Несмотря на различия схем управления, к общим признакам малогабаритных ЛА наземного и авиационного базирования, существенно определяющим требования к мехатронным органам управления, можно отнести следующие:

- ограниченная длительность активной эксплуатации (от десятков до сотен секунд);
- широкий диапазон частот вращения по крену на траектории полета (от 0 для стабилизированных ЛА до десятков оборотов в секунду, в некоторых случаях с изменением направления вращения в процессе полета);
- жесткие ограничения на массогабаритные характеристики мехатронного модуля;
- ограниченность мощности бортового источника питания.

Появление новых компактных и высокомоментных электрических бесконтактных двигателей привело к их широкому внедрению в качестве исполнительных двигателей (ИД) мехатронных модулей малогабаритных перспективных изделий. Однако, несмотря на безусловные достоинства таких типов ИД, для работы этих двигателей требуется достаточно развитая микропроцессорная система управления, поддерживающая различ-

ные алгоритмы коммутации обмоток и т.д.

Доклад посвящен рассмотрению методик синтеза законов управления, а также разработке аппаратного и программного обеспечения механических модулей управления малогабаритных ЛА с бесконтактным моментным ИД для различных конструктивных схем.

АНАЛИЗ СПОСОБОВ УПРАВЛЕНИЯ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ДИСКРЕТНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА

Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Степочкин А.О.

*г. Тула, ТулГУ
s.a.o.1984@yandex.ru*

Электрический привод с шаговым двигателем нашел самое широкое применение в робототехнике, станкостроении и других смежных областях. Шаговый двигатель как динамический объект управления в системе электропривода обладает одновременно существенными достоинствами, в частности возможностью работать без датчика обратной связи, и значительными недостатками, для устранения которых необходим алгоритм управления, отличный от соответствующих алгоритмов для моментных двигателей или двигателей постоянного тока. Основными недостатками шагового двигателя являются резонансные явления, вызывающие падение величины момента и, соответственно, пропуск шагов, а также дискретность изменения углового перемещения, что фактически ограничивает точность привода величиной шага двигателя.

Можно выделить 3 способа управления шаговым двигателем: полношаговый, полушаговый и микрошаговый. Названия указанных способов отражают величину шага, который сделает двигатель при том или ином методе коммутации обмоток. Однако, с точки зрения компенсации указанных недостатков машины, применение указанных способов управления объективно не позволяет получить заданные характеристики привода с точки зрения точности и обеспечения номинального значения момента на всем диапазоне рабочих частот. В частности, использование полношагового режима работы ограничивает точность и не позволяет ми-

минимизировать резонансные явления, при этом применение полшагового и микрошагового режимов увеличивает точность, снижает негативный эффект резонансных явлений, но при этом не позволяет обеспечить заданный номинальный момент двигателя.

Для преодоления указанных противоречий предложен комплексный алгоритм управления шаговым двигателем, основанный на декомпозиции фазового пространства выходных координат привода на 2 области: больших перемещений (больше величины шага) и малых перемещений (не превышающих величины шага).

В области больших перемещений основной задачей алгоритма управления является обеспечение корректной работы двигателя в области резонансных частот, для чего предложен способ коммутации с переменной длительностью шага при сохранении общего количества шагов на заданном интервале времени. В частности, для 2-фазного шагового двигателя гибридного типа принцип формирования импульсов напряжения питания может быть представлен выражением (1):

$$\begin{cases} T_1, T_2 \neq T_{\text{резонанса}} \pm \Delta T \\ T_1, T_2 \geq T_{\text{приемистости}} \end{cases}, \quad (1)$$

где T_1, T_2 – периоды подачи импульсов, $T_{\text{резонанса}}$ – период, соответствующий частоте резонанса, ΔT – ширина резонансной зоны, $T_{\text{приемистости}}$ – период, соответствующий частоте приемистости двигателя.

Применение указанного способа управления позволяет фактически реализовать полношаговый режим управления, но при этом минимизировать резонансные явления. Эффективность данного алгоритма подтверждена экспериментальными исследованиями.

Для области малых перемещений предложено реализовать алгоритм векторного управления моментом шагового двигателя, широко используемый для моментных двигателей. При этом для обеспечения возможности бездатчикового управления двигателем в структуру привода включается наблюдатель скорости и положения. Для верификации представленных положений была разработана имитационная Simulink-модель системы, с помощью которой был выполнен расчет динамических характеристик привода, анализ которых показал, что предложенная структура позволяет обеспечить высокие требования по точности, в частности характерные для систем позиционирования.

Таким образом, предложенный способ управления шаговым двигателем позволяет существенно расширить сферу применения данного типа электрических машин в системах электропривода.

РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ВЕНТИЛЬНЫМ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ НА ПЛИС И БМК

Дёмин А.Н., Коянкин С.Н., Малахов И.А.

*г. Саров, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ»
snkoyankin@kb2.vniief.ru*

Необходимость применения вентильных электроприводов на основе бесколлекторных электродвигателей с постоянными магнитами (далее – ЭП) в авиакосмическом приборостроении привело к разработке специализированных блоков управления. Основными требованиями к таким блокам являются повышенная стойкость к внешним воздействующим факторам, обеспечение минимального рассогласования между заданным и измеренным положениями механизма ЭП, минимальные габаритно-массовые характеристики и высокий коэффициент полезного действия.

За выполнение алгоритма в составе блока управления отвечает модуль контроллера на основе микросхем базового матричного кристалла (далее – БМК). Для ускорения процесса разработки, отладки и последующей корректировки логического проекта для БМК алгоритм реализован на программируемых логических интегральных схемах (далее – ПЛИС). Вращение ротора электродвигателя осуществляется путем формирования блоком управления переменных токов в фазах электродвигателя. При этом модуль контроллера обрабатывает информацию о положениях ротора и выходного звена по сигналам датчиков, а также формирует управляющие сигналы на трехфазный инвертор.

Основная цель данной работы – разработка логического проекта для ПЛИС и БМК, реализующего алгоритмы управления вентильными электроприводами, один из которых обеспечивает высокоточное задание положения выходного звена, а другой – определенные скорости перемещения.

В докладе рассмотрен способ реализации на ПЛИС алгоритма

управления вентиляльным электроприводом, а также представлены результаты функционального моделирования логического проекта.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАСШТАБНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ И СМЕЩЕНИЙ НУЛЕЙ ТРЕХОСНОГО МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛИНЕЙНОГО ДВОЙНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Евдокимова А.П., Масленников А.Л.

*г. Москва, МГТУ имени Н.Э. Баумана
amas@bmsfu.ru*

Для получивших в настоящее время широкое распространение микромеханических блоков инерциальных измерений (БИИ), включающих в свой состав трехосные гироскоп (датчик угловой скорости), акселерометр и магнитометр, нецелесообразно использовать дорогостоящие стенды для оценки модели погрешностей этих датчиков. Существует несколько подходов по калибровке БИИ без использования специализированных стендов.

В данной работе рассматривается задача определения величин масштабных коэффициентов и смещений нулей трехосного микромеханического гироскопа с использованием двойного линейного фильтра Калмана. Математическая модель измерений данного гироскопа используется без квадратичных составляющих [1].

Двойной фильтр Калмана представляет собой два фильтра Калмана, в общем случае нелинейных, которые связаны между собой и работают на каждом шаге, что нашло свое применение в оценке коэффициентов линейных регрессий [2, 3]. Первый фильтр аналогичен классическому фильтру Калмана и проводит оценку вектора состояния системы, а второй уточняет параметры этой системы [4].

Для применения данного алгоритма к калибровке трехосного гироскопа в существующий алгоритм двойного фильтра Калмана вносятся два изменения:

1. Оценка состояния системы сознательно ведется по фиксирован-

ной, неуточняемой (вторым фильтром) модели, в отличие от классического двойного фильтра Калмана, где используется уточненная на прошлом шаге модель системы.

2. Оценка параметров модели подстраивается под истинные (откалиброванные) значения измерений гироскопа, которые вычисляются с выстраиванием ориентации БИИ по данным трехосных акселерометра и магнитометра в предположении, что эти датчики уже откалиброваны. В классическом двойном фильтре Калмана подстройка модели идет по тем же измерениям, что используются при оценке вектора состояния.

Для апробации данного подхода проводился вычислительный эксперимент с моделированием измерений БИИ с учетом заданной модели измерений трехосного гироскопа. Сначала проводилась оценка только величин масштабных коэффициентов, которая показала достаточно точные результаты. Затем проводился аналогичный вычислительный эксперимент, но с добавлением в процесс оценивания величин смещений нулей трехосного гироскопа. Во втором случае параметры модели, соответствующие масштабным коэффициентам, определялись с удовлетворительной точностью, а величины смещений нулей с достаточно большой ошибкой. Однако алгоритм двойного фильтра Калмана можно считать применимым к решению данной задачи, и следует отметить необходимость его более точной настройки.

Литература

1. *Salychev O.S.* Inertial Systems in Navigation and Geophysics. Moscow, BMSTU Press, 1998, 352 p.
2. *Ljung L.* System Identification Theory for User. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1999, 631 p.
3. *Ljung L., Söderström T.* Theory and practice of recursive identification. MIT press; 1983, 529 p.
4. *Haykin S. Kalman Filtering and Neural Networks.* New York: John Wiley & Sons, 2001, 304 p.

ОСНОВНЫЕ ПРЕИМУЩЕСТВА ПОВЫШЕНИЯ НАПРЯЖЕНИЯ ПИТАНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Завьялова О.Ю., Сосин А.А.

г. Томск, АО «НПЦ «Полюс»
oljona@yandex.ru

Для задач стабилизации и ориентации космических аппаратов широко применяются управляющие двигатели-маховики (УДМ) [1]. Обычно питание УДМ осуществляется от шины «27 В». В рамках модернизации УДМ производства АО «НПЦ «Полюс» прорабатывалась возможность перехода на шину питания «100 В».

Основным преимуществом повышения напряжения питания является уменьшение действующего значения тока в обмотках двигателя и тока потребления по цепи питания, что при тех же значениях мощности потребления приводит к уменьшению потерь в ключевых элементах фазовых инверторов.

При применении УДМ на тяжелых космических аппаратах необходимо формировать высокие значения управляющих моментов, что приводит к значительному увеличению рабочего тока УДМ. Возможным вариантом снижения рабочего тока является переход с шины питания «27 В» на шину «100 В».

Ток в инверторах формируется попеременной коммутацией силовых ключей, мощность потерь в силовых ключах состоит из статической и динамической составляющих:

$$P_{VTполн.} = P_{VTдин} + P_{VTст.},$$

где $P_{VTполн.}$ – полная мощность рассеивания; $P_{VTдин.}$ – динамическая мощность при переключении; $P_{VTст.}$ – статическая мощность на открытом ключе.

Статическая мощность, рассеиваемая в каждом силовом ключе, зависит от действующего значения тока, сопротивления открытого транзистора, скважности импульсов и вычисляется согласно выражению

$$P_{\text{ст}} = I_{VDд}^2 R_{DS(\text{on})} \gamma_{\text{ср}},$$

где $I_{VDд}$ – действующее значение тока через транзистор; $\gamma_{\text{ср}}$ – среднее значение коэффициента заполнения импульсов за период фазного тока; $R_{DS(\text{on})}$ – сопротивление проводящего канала полевого транзистора в открытом состоянии.

Мощность динамических потерь при переключении определяется согласно выражению

$$P_{\text{дин}} = 0,5 \left(I_{\text{вкл}} U_{\text{вкл}} \frac{t_{\text{вкл}}}{T} + I_{\text{выкл}} U_{\text{выкл}} \frac{t_{\text{выкл}}}{T} \right),$$

где $I_{\text{вкл}}$ – ток включения транзистора; $I_{\text{выкл}}$ – ток выключения транзистора; $U_{\text{вкл}}$ – напряжение при включении транзистора; $U_{\text{выкл}}$ – напряжение при выключении транзистора; $t_{\text{вкл}}$ – время включения транзистора; $t_{\text{выкл}}$ – время выключения транзистора; T – период работы ключа. Величина динамических потерь зависит от значения тока в моменты включения и выключения силового транзистора.

Данные обстоятельства обуславливают снижение потерь в силовых элементах инверторов при повышении напряжения питания.

Еще одним преимуществом перехода на повышенное напряжение питания прибора является исключение наведения помех от работы нескольких УДМ на низковольтную шину питания.

Помимо этого, для алгоритма работы УДМ характерен режим рекуперации, в котором УДМ возвращает накопленную в маховике энергию в шину питания. В случае перехода на повышенное напряжение питания прибор находится на одной шине с мощными потребителями энергии и необходимости в рассеивании рекуперированной мощности не возникает, поскольку вся накопленная энергия используется бортовой сетью.

Литература

1. Современное состояние и перспективы развития управляющих двигателей-маховиков / М.В. Поляков [и др.] // Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. науч.-техн. конф. молодых спец. / АО «НПЦ «Полус». Томск, 2018. С. 135–137.

РАЗРАБОТКА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ОБЪЕКТА

Закржевский В.О., Пазычев Д.Б.

г. Москва, МОКБ «Марс»

zzvskyu@icloud.com

Процесс сборки любого технически сложного устройства включает в себя транспортные операции, во время которых транспортируемое изделие может повредиться.

Чтобы этого избежать, нужен прибор, который можно легко установить на объекте, и он будет измерять отклонения с помощью специально разработанного ПО, которое способно выдавать предупреждение об ошибке.

Существующие аналоги данного прибора отличаются высокой ценой и плохой ремонтпригодностью или работают только в режиме статических измерений.

Унификация – один из ключевых аспектов разработки. Работоспособный макет прибора состоит из распространенных на рынке плат, которые можно заменять в случае поломки. Корпус изделия производится методом 3D-печати.

Разработанная конструкция устойчива к внешним воздействиям, таким как явление внутреннего резонанса и многократные или одиночные удары. Автономная работа обеспечивается встроенным аккумулятором. Изделие поддерживает технологию WiFi для передачи собираемых данных, а также встроенную память для записи и хранения измерений.

Устройство измеряет углы крена и тангажа в процессе движения объекта, на котором оно установлено, а ошибка углов отклонения не превышает $0,1^\circ$. Для измерения его движения используются сигналы с датчика угловой скорости и акселерометра, входящих в состав модуля BOSCH BMI-160.

Полученные сигналы обрабатываются с помощью блока пересчета и разработанного в среде ARDUINO IDE навигационного алгоритма,

а также дополнительно проходят обработку методом Калмановской фильтрации, которая выдает в систему оцененные ошибки параметров для коррекции измерений.

Также было проведено численное моделирование алгоритма прибора в среде MATLAB SIMULINK, где в качестве входных погрешностей использовались погрешности с датчика BOSCH BMI-160, которое подтвердило правильность выбранных теоретических подходов и решений.

КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА АМОРТИЗАЦИИ БЕСПЛАТФОРМЕННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ПРИБОРА

Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г., Соловьев А.В.

*г. Москва, филиал АО «ЦЭНКИ» –
«НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова»
P.Ilyushin@russian.space*

С целью улучшения стойкости инерциального прибора к внешним механическим воздействиям с большой энергетикой были проведены работы по введению внутренней системы амортизации в блоке чувствительных элементов (БЧЭ). В качестве чувствительных элементов в приборе применяются вибрационно-струнные акселерометры (ВСА), обладающие высокой точностью и надежностью. При существенном превышении штатных уровней воздействий собственная система амортизации ВСА недостаточна, и требуется решить задачу разработки математического аппарата для определения характеристик необходимой системы амортизации [1].

Ранее проведенные теоретические и экспериментальные исследования показали [2], что наиболее эффективным вариантом гашения возникающих перемещений является использование комплекса из нескольких принципов демпфирования колебаний: сухого и вязкого трения в пружинах и жидкостных виброгасящих демпферов на подвижной части БЧЭ. Модель итоговой комплексной системы амортизации при осевом задании нагрузки может быть описана нелинейной системой уравнений движения

БЧЭ и ВСА и демпфирующих элементов [3]. Для поиска решений была создана имитационная модель, в которой при помощи итерационных методов оценивались и сравнивались с предельными возникающие максимальные перемещения. Оптимальным считается решение, при котором обеспечиваются критерии минимальности массы, сил вязкого и сухого трения и максимальности собственных частот системы амортизации.

В итоге получено достаточно много вариантов, подтверждающих верность выбранного подхода. Из вариантов решений можно выделить несколько групп, характеризующихся наилучшими параметрами по каждому из критериев. Причем при меньшей массе БЧЭ вариантов получено больше, и при прочих равных результаты лучше. Для оценки технической реализуемости рассматриваемых результатов необходимо провести оценочный расчет конструкции требуемой системы демпфирования. Графическое изображение работы варианта при минимальном изменении системы амортизации относительно текущего приведено ниже.

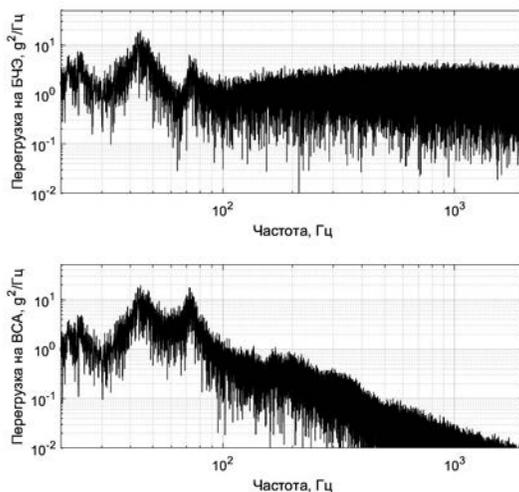


Рис. 1 – Результат применения системы амортизации

Литература

1. Вульфсон И.И. Краткий курс теории механических колебаний / И.И. Вульфсон – Библиотека ВНТР. – М.: ВНТР, 2017. – 241 с.

2. *Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г., Соловьев А.В.* Исследование обеспечения стойкости к внешним вибрационным возмущениям бесплатформенного инерциального измерительного прибора при помощи нелинейных элементов системы амортизации. Сборник трудов по итогам XIV Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос».

3. *Нашиф А., Джоунс Д., Хендерсон Дж.* Демпфирование колебаний: пер. с англ. М.: Мир, 1988. 448 с.

ИНФОРМАЦИОННО-ПОСАДОЧНАЯ СИСТЕМА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Кветкин Г.А.

г. Москва, АО «ЦНИИАГ»

1414@cniia.ru

Заход на посадку и посадка являются наиболее ответственными этапами полета летательного аппарата (ЛА), успешность проведения которых определяется выполнением целого ряда условий. Одним из них является наличие точной и достоверной информации о положении ЛА относительно взлетно-посадочной полосы (ВПП) и предполагаемой точки касания, в том числе в условиях ограниченной видимости. Источником такой информации могут являться как сложные в техническом отношении курсоглиссадные или радиолокационные системы, так и получающие все большее распространение спутниковые навигационные системы (СНС), которые, однако, существенным образом подвержены влиянию возможных искажений навигационной информации ввиду крайне низкой мощности радиосигналов, принимаемых на ЛА.

В АО «ЦНИИАГ» разработана информационно-посадочная система (ИПС) ЛА, которая, с одной стороны, не требует возведения капитальных строений на аэродроме, т.к. является мобильной и простой в эксплуатации системой, а с другой стороны, способна функционировать в условиях искажения сигналов СНС за счет использования собственного формата сигналов с высокой импульсной мощностью.

В состав ИПС входит бортовой навигационный комплекс (БНК), устанавливаемый на ЛА, а также комплект наземного радиооборудования для аэродрома.

БНК коммутируется с бортовой вычислительной системой ЛА и системой электроснабжения, а для приема/передачи радиосигналов использует антенное устройство по типу антенны DME.

Основу аэродромного оборудования составляет набор из 8 наземных приемо-передающих устройств (НППУ), представляющих собой опорное устройство (штатив/мачта), на котором размещается приемо-передающий блок (весом до 5 кг), специальное антенное устройство (весом до 1 кг), а также источник бесперебойного питания (весом до 10 кг). Процесс оснащения аэродрома занимает не более 1–2 часов и включает в себя рекогносцировку местности, установку НППУ, а также топогеодезическую привязку мест их размещения и контрольных точек на ВПП.

БНК выполняет функции определения расстояний до каждого НППУ, вычисления координат по методу трилатерации и текущих отклонений ЛА от заданной траектории захода на посадку, а также передачу данной информации в бортовую вычислительную систему ЛА.

Отличительной особенностью ИПС является широкий выбор мест размещения НППУ, главным условием для которого является обеспечение прямой радиовидимости между антеннами НППУ и заходящего на посадку ЛА. При этом точность навигации ЛА зависит от геометрической конфигурации установки НППУ относительно ВПП, поэтому рекомендуется размещать НППУ на расстоянии не менее 100–120 м от оси ВПП и не менее 150–200 м вдоль оси ВПП.

Таким образом, к основным характеристикам ИПС следует отнести:

- высокую точность определения координат и отклонения ЛА от заданной траектории захода на посадку;
- автономность (функционирование независимо от наличия сигналов СНС);
- мобильность (отсутствие капитальных строений, малые габариты и вес, быстрота развертывания и свертывания наземного оборудования);
- низкое энергопотребление, энергонезависимость;
- всепогодность, всеуточность.

В работе проводится анализ результатов лабораторных и летных испытаний информационно-посадочной системы.

АВТОНОМНАЯ НАВИГАЦИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ВИДЕОДАНЫХ

Ковалев М.А., Зеленский В.А., Овакимян Д.Н., Старостина Т.В.

*г. Самара, Самарский университет
samara-tanya2000@mail.ru*

Навигация беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) осуществляется, как правило, на основе данных спутниковых систем связи ГЛОНАСС/GPS. Однако спутниковые сигналы могут отсутствовать, быть подавлены или имитироваться посторонними источниками, что приводит к дезориентации БПЛА. В связи с этим разработка автономной системы навигации представляется актуальной научно-технической задачей. Целью работы является разработка системы автономной навигации малого мультироторного БПЛА, основанной на обработке получаемых видеоданных.

Использование видеонавигации предполагает, что БПЛА имеет подвес, позволяющий камере быть нацеленной на определенные объекты, при этом возможно использование данной камеры с целью определения текущих координат, а также вычисление последующих с использованием определенного алгоритма сопоставления текущего изображения с предыдущим.

Количество объектов выбирается таким образом, что минимизирует ошибки определения координат. Объекты на изображении могут быть выбраны произвольно, однако для автоматизации вычислений обычно используется алгоритм SIFT (scale-invariant feature transform – масштабно-инвариантная трансформация признаков). В данной работе используется его модификация ASIFT (Affine-SIFT), которая позволяет применять алгоритм SIFT к изображениям, полученным с изменением ориентации осей камеры: углов широты и долготы.

Проекционная модель камеры, применяемая в алгоритме ASIFT, показана на рис. 1. В реальных приложениях оба сравниваемых фотоизображения, как правило, сделаны под наклоном. Метод SIFT использует 4 параметра путем нормализации вращений и смещений, и моделирования всех масштабов для изображений.



Рис. 1 – Проекционная модель камеры

ASIFT дополняет SIFT тем, что при трансформировании фотоизображения имитирует три дополнительных параметра: масштаб, углы наклона камеры, а также нормализует смещение и вращение. Таким образом, алгоритм ASIFT является полностью инвариантным ко всем 6 аффинным параметрам модели планового преобразования координат.

Результат работы алгоритма ASIFT для реальной пары снимков показан на рис. 2.

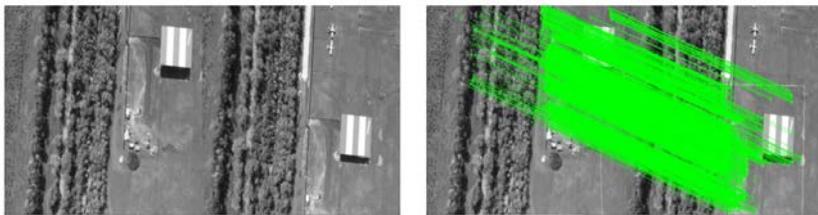


Рис. 2 – Результат работы алгоритма

Таким образом, разработана система автономной навигации малого мультироторного БПЛА, основанная на обработке получаемых видеоданных с применением метода ASIFT. Данная система может быть использована внутри закрытых (полностью или частично) помещений или в условиях радиоэлектронного противодействия.

ВЫБОР УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПРИВОДОМ, ОТВЕЧАЮЩЕГО КРИТЕРИЮ ОПТИМАЛЬНОСТИ ПО РАСХОДУ

Кондратьев А.Б.

г. Москва, МАИ (НИУ)

kondr48@mail.ru

Рассматривается объект парашютного десантирования (ОПД), оснащенный системой ориентации и стабилизации (СОиС). Управляющий момент в СОиС создается газодинамическим приводом путем приложения реактивных сил к ОПД на определенном расстоянии от оси вращения, проходящей через центр масс и подвесную систему. Масса и объем СОиС в основном определяются типом источника питания и его запасом. СОиС является следящей (замкнутой) системой по отклонению и решает задачу ориентирования ОПД по направлению ветрового сноса и дальнейшей стабилизации углового положения с целью его безопасного приземления. Ввиду того, что к началу процесса ориентации начальные условия не известны точно, достоверно только знание предельно допустимого состояния и времени, необходимого для совершения плоского поворотного маневра, задача ориентирования сводится к поиску функции управления, отвечающего требованию минимизации расхода рабочего тела при любом начальном положении ОПД.

В математическом плане задача управления представляет собой двухточечную краевую задачу с одним закрепленным концом. Дополнительным условием перехода является требование минимальных затрат рабочего тела, т.е. относится к задаче управления, оптимального по расходу рабочего тела.

Для решения задачи представим оптимальное управление как однопольное, т.к. только оно полностью соответствует выбранному критерию оптимальности. Затем, повысив частоту модуляции, получаем больший вариатив управления с точки зрения уменьшения возможных ошибок и собственно реализации СОиС. Сравнение вариантов импульсного управления по углу рассогласования, текущему значению скорости

и их сочетанию показывает, что последний вариант является предпочтительным, а сама модуляция должна быть частотно-импульсной. Для реализации такого импульсного управления, позволяющего с незначительной временной ошибкой реализовать рациональное (квазиоптимальное) по энергетике управление, предложен и испытан функциональный модулятор, построенный по релаксационной схеме, входными сигналами которого являются перепад давления в баллоне с рабочим телом и текущие значения углового положения и скорости ОПД. Рассмотрение и построение схемы управления проводились в предположении, что регулятор давления в газодинамическом приводе идеален, в связи с чем появилась необходимость уточнения условий получения постоянной эффективности управления. В итоге потребовалась дополнительная модуляция управляющего воздействия по давлению газа за регулятором давления. Для технической реализации в этом случае необходимы настроенный датчик давления и определение коэффициента передачи модулятора по добавочному входу (каналу, использующему эту информацию).

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ЭФЕМЕРИД И АВТОНОМНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ГЛОНАСС НА ОСНОВЕ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Красильщиков М.Н., Кружков Д.М.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
kruzchkovd@mail.ru*

Рассматривается комплексная задача дальнейшего совершенствования характеристик отечественной глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС.

В качестве ключевых направлений выбрано повышение точности эфемерид и достижение автономности функционирования, под которой в рамках данного исследования понимается возможность сохранения работоспособности орбитальной группировки ГЛОНАСС и перспективной орбитальной группировки ГЛОНАСС ВКК в условиях, когда наземная

инфраструктура не используется для загрузки на борт навигационных КА каких-либо данных. Как следствие, возникает острая проблема получения обладающих необходимой точностью данных об эфемеридах навигационных космических аппаратов, ходе бортовых часов, а также о параметрах вращения Земли – смещении полюса и неравномерности суточного вращения. Как показывает практика, прогнозирование всех упомянутых параметров можно осуществить с использованием существующих математических моделей и накопленных до начала периода автономности апостериорных данных. При этом, однако, возникает ключевая проблема точности актуальной процедуры прогноза. Иными словами, для обеспечения соответствующего требуемого уровня потребительских характеристик, предоставляемых навигационным созвездием ГЛОНАСС, точности существующего прогноза недостаточно. В данном исследовании обсуждаются результаты разработки и проблемы реализации информационных технологий, обеспечивающих совмещение информационных технологий высокоточного прогнозирования и автономного уточнения перечисленных выше параметров в интересах совершенствования характеристик перспективных вариантов ГЛОНАСС в процессе автономного функционирования. Параллельно с решением задачи обеспечения автономности функционирования ГЛОНАСС обсуждаются варианты повышения точности эфемеридно-временного обеспечения (ЭВО) ГЛОНАСС на основе интеграции данных измерительных средств элементов наземной инфраструктуры, не входящих непосредственно в ГЛОНАСС, а именно квантово-оптических средств и радиоинтерферометров со сверхдлинной базой. Ключевой проблемой здесь является необходимость совмещения систем координат и шкал времени упомянутых элементов инфраструктуры, привлекаемых для проведения сеансов измерений в предполагаемых рабочих циклах с последующей обработкой данных в интересах повышения точности ЭВО ГЛОНАСС. В докладе приводятся результаты разработки и реализации технологий, интеграции данных измерений, получаемых от различных источников в интересах повышения точности знания систем координат, времени и эфемерид.

Литература

1. Krasil'shchikov M.N., Kruzhkov D.M. On the Issue of autonomous refining of the Earth orientation parameters onboard spacecraft. Analysis of

the possibilities of developed information technology. *Cosmic Research*, 2021. Vol. 59, No. 5, pp. 357–365.

2. Krasil'shchikov M.N., Kruzhhkov D.M., Pasyukov V.V. Current Problems of Improving the Coordinate-Time Support of GLONASS and Promising Methods for Their Solution: II. Alignment of Coordinate Systems Used by Various Information Technologies to Refine the Universal Time. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2019. 58(5). pp. 766–773.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА АВТОНОМНОГО УТОЧНЕНИЯ ЭФЕМЕРИД НА БОРТУ НАВИГАЦИОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Мартынов Е.А.

г. Москва, МОКБ «Марс»

e.v.g.mart@yandex.ru

На сегодняшний день одной из основных проблем обеспечения автономности глобальных навигационных систем является потребность в регулярной загрузке эфемерид на борт навигационных космических аппаратов (НКА). Необходимость постоянного обновления эфемеридно-временной информации на борту обусловлена ростом погрешности прогнозирования эфемерид НКА, вызванной, в свою очередь, неточностью вычисления его баллистических параметров и неопределенностью, связанной с изменением параметров вращения Земли (ПВЗ). Первый фактор обусловлен погрешностями применяемых при прогнозировании движения НКА моделей возмущающих ускорений и начальной ошибкой знания вектора скорости и координат НКА. Второй фактор приводит к погрешности пересчета полученных интегрированием эфемерид НКА из инерциальной системы координат (ИСК) в связанную с Землей систему координат (ЗСК).

Для компенсации роста описанных выше ошибок предложен алгоритм, предполагающий одновременное уточнение эфемерид в ИСК по межспутниковым измерениям (МСИ) дальности и оценку ПВЗ по измерениям дальности до наземных станций. Алгоритм уточнения по МСИ

обеспечивает оценку поправок к начальным условиям на основе метода наименьших квадратов по полной выборке. Уточненные таким образом начальные условия используются при прогнозировании эфемерид в ИСК. На основе полученной с учетом обработки МСИ траектории НКА и выборки измерений до наземных станций производится формирование оценок ПВЗ, используемых впоследствии для получения уточненных эфемерид в ЗСК.

Оценка точности работы алгоритма производилась моделированием на ЭВМ и сравнением полученных с помощью описанного алгоритма эфемерид НКА ГЛОНАСС с апостериорными эфемеридами СВОЭВП[1]. Кинематические параметры движения НКА прогнозировались интегрированием уравнений движения методом Дормана–Принса 8(7) с автоматическим выбором шага. Используемые модели возмущающих ускорений представлены в табл. 1.

Табл. 1 – Используемые модели возмущающих ускорений

Модель	Тип
Геопотенциал Земли	EGM2008 12x12
Приливы в твердом теле	Да
Океанические приливы	Нет
Притяжение третьих тел	Луна, Солнце (de421)[2]
Солнечное давление	box-wing + ecom[3]
Альбедо	Нет

В результате математического моделирования были получены статистические характеристики ошибок работы алгоритма по уточнению эфемерид НКА, демонстрирующие возможность повышения точности их прогнозирования в сравнении с базовым вариантом прогноза на основе интегрирования уравнений движения НКА с использованием математических моделей.

Литература

1. Система высокоточного определения эфемеридно-временных поправок. URL: <https://www.glonass-svoevp.ru>.
2. Планетные и лунные эфемериды. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

planets/eph_export.html

3. Improving solar radiation pressure modeling for GLONASS satellites
Bingbing Duan, Urs Hugentobler, Max Hofacker, Inga Selmke.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В.

*г. Москва, филиал АО «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ имени академика
В.И. Кузнецова»*

V.Naumchenko@russian.space

Точность начальной выставки инерциальных систем платформенного типа преимущественно определяется инструментальными погрешностями применяемых гироскопов и акселерометров, а также разрешающей способностью канала стабилизации гироплатформы. Причем наличие инструментальных погрешностей гироскопов приводит к накоплению общей ошибки выставки за счет добавления к ней ошибок канала стабилизации. Особый интерес представляют недетерминированные процессы (шумы) в выходной информации, которые будут приводить к случайным колебаниям гироплатформы в окрестности равновесия и добавкам к сигналам управления для разворота платформ. Поэтому целью настоящей работы является оценка влияния шумов инерциальных датчиков на точность и характер начальной выставки инерциальных систем платформенного типа.

В качестве основы построения алгоритма начальной выставки рассматривается подход, базирующийся на применении методов многофакторной оптимизации [1, 2], а в качестве инерциальных датчиков рассматриваются чувствительные элементы собственной разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова навигационного класса точности [3]. Традиционно, в рамках имитационного моделирования или упрощенного рассмотрения системы, шум инерциальных приборов считается нормально-распределенным, несмещенным и белым. Однако это не совсем верно, поскольку в выходных сигналах помимо белого шума (случай-

ное блуждание угла для гироскопов или случайное блуждание скорости для акселерометра) присутствуют шумы квантования, фликкер-шумы и другие [4].

В работе осуществлялось моделирование шумов различных типов, их выделение из показаний реальных датчиков и оценка влияния модельных и реальных шумов на точность выставки гироплатформы. Наибольшее влияние шумов датчиков проявляется в окрестности положения равновесия платформы, когда для уточнения своего положения требуется повернуться на малый угол.

Оценка модельных и реальных шумов датчиков проводилась на основе применения метода дисперсии Аллана для определения вклада каждой компоненты шума, метода преобразования Фурье для определения критических частот, а общая стабильность сигнала оценивалась по расчету скользящего среднего за 100 с осреднения.

Литература

1. *Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г.* Способ определения начальных углов ориентации инерциальных измерительных блоков // Сборник трудов XXIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» (XXIV КМУ 2022), 2022.

2. *Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В.* Оптимизация процесса начальной выставки инерциальных навигационных систем // Сборник трудов по итогам XIV Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», 2022.

3. *Илюшин П.А., Наумченко В.П., Соловьёв А.В.* Анализ шумовых характеристик бесплатформенного инерциального блока космического назначения // Тезисы докладов XXII Научно-технической конференции, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основанию ПАО «РКК «Энергия». Королев. Сборник тезисов докладов, 2021. С. 261 – 263.

4. *Литвин М.А., Малюгина А.А., Миллер А.Б.* и др. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации // Информационные процессы. 2014. Том. 14. № 4. С. 326–339.

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ РАДИОВЫСОТОМЕР С РАСШИРЕННЫМИ ФУНКЦИОНАЛЬНЫМИ ВОЗМОЖНОСТЯМИ

Седов Д.П.

*г. Каменск-Уральский, АО «УПКБ «Деталь»
solovjev@nexcom.ru*

Для выполнения навигации, реализации автоматического беспилотного управления, а также обеспечения безопасности полета системам управления летательных аппаратов различных типов необходима информация о таких параметрах движения, как высота и составляющие вектора скорости полета.

Для определения истинной высоты полета широко применяются радиовысотомеры.

На предприятии АО «УПКБ «Деталь» был разработан малогабаритный радиовысотомер А-065А, обладающий следующими характеристиками (табл. 1).

Табл. 1 – Основные технические характеристики А-065А

Наименование и единицы измерения основных ТТХ	Значение ТТХ
Диапазон измеряемых высот (при углах крена и тангажа от -30 до 30°), м	от 1 до 2000
Погрешность измерения высоты над ровной поверхностью (в диапазоне углов крена и тангажа от -20 до 20°), м, не более: - при $H \leq 10$ м	$\pm (0,25 + 0,01H)$

- при $H > 10$ м	$\pm (0,5 + 0,01H)$
Рабочий диапазон температур, °С	от минус 60 до плюс 55
Объем изделия (моноблока), дм ³ , не более	0,7
Масса изделия, кг, не более	0,9
Габаритные размеры радиовысотомера, мм	26×114×200
Потребляемая мощность, Вт, не более	10
Обмен изделия с системой управления асинхронный	по ГОСТ 18977-79, РТМ 1495-75

Для измерения составляющих вектора скорости используются вспомогательные системы (корреляционные, доплеровские). В некоторых случаях применение подобных систем нецелесообразно вследствие ограничений по массо-габаритным характеристикам и стоимости объекта. Для таких задач предлагается использовать малогабаритный радиовысотомер А-065А с функцией измерения составляющих вектора скорости.

Анализ сигнала импульсного радиовысотомера, отраженного от подстилающей поверхности (рис. 1), показал, что спектр мощности сигнала, представленный в координатах дальность-доплер, содержит информацию о вертикальной и путевой скорости полета.

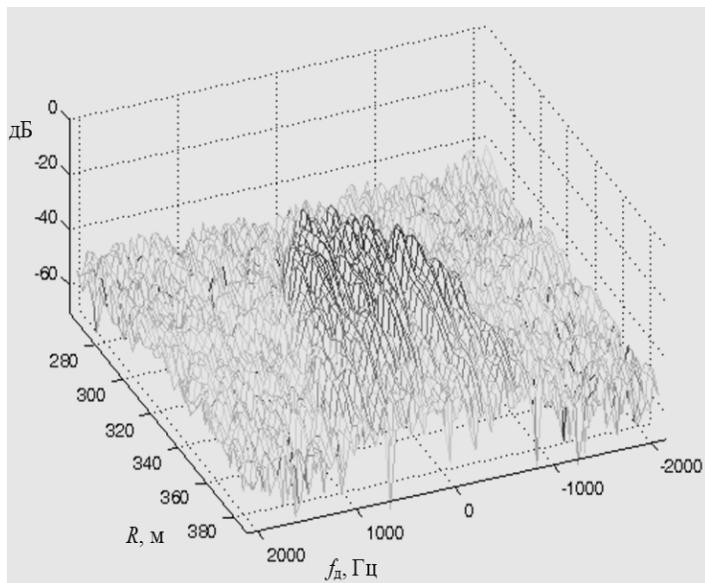


Рис. 1 – Дальностно-доплеровский портрет сигнала радиовысотомера

Отраженный сигнал имеет симметричный вид (рис. 1). Смещение относительно нулевой доплеровской частоты Δf пропорционально величине вертикальной скорости, а ширина ΔF определяется угловым размером строба дальности и зависит от путевой скорости объекта (1).

Предложенный способ обеспечивает измерение одноканальным малогабаритным радиовысотомером А-065А вертикальной и путевой составляющих вектора скорости летательного аппарата. Это расширяет функциональные возможности прибора и повышает его конкурентоспособность на рынке.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МОРСКИХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ ПО ГЕОФИЗИЧЕСКИМ ПОЛЯМ

Соколов А.В., Степанов О.А., Соколов А.И., Краснов А.А.

г. Санкт-Петербург,

*АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», Университет ИТМО
anton-krasnov@mail.ru*

Построение современных систем навигации морских подвижных объектов базируется на применении инерциальных технологий с коррекцией по данным спутниковых навигационных систем. Для автономных подводных аппаратов, для которых спутниковые сигналы, как правило, не доступны, особо актуальным является метод коррекции с использованием геофизических полей (ГФП). Особенности построения систем такого рода, опыту их разработки и перспективам развития и посвящен предлагаемый доклад.

Основные особенности рассматриваемого метода коррекции проявляются в том, что при его реализации необходимо наличие: опорной корректируемой навигационной системы; прецизионных датчиков, обеспечивающих измерение используемых ГФП; априорной информации о поле в виде карты, которая обычно формируется по результатам заранее проведенной высокоточной съемки. Точность метода зависит от выбранного участка поля, его изменчивости, уровня погрешностей не только датчиков, но и карты, уровня априорной неопределенности в знании текущих координат места объекта, вырабатываемых навигационной системой. Важная особенность задачи навигации по ГФП заключается в ее нелинейном характере, существенно осложняющем синтез эффективных алгоритмов ее решения.

В морских системах наибольшее применение получили системы, в которых используются данные о поле аномалий силы тяжести (АСТ) и поле рельефа дна. Одна из принципиальных трудностей при использовании поля АСТ заключается в сложности обеспечения приемлемой точности измерения АСТ на подвижном основании. Это обусловлено тем

обстоятельством, что уровень возмущающих ускорений на несколько порядков превышает уровень АСТ.

В докладе кратко описаны современные аэроморские гравиметрические комплексы, разработанные и серийно выпускаемые АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», которые успешно используются как для создания картографической основы, так и для непосредственного решения задачи навигации морских подвижных объектов. Отмечается, что при разработке алгоритмов навигации по ГФП задача формулируется в рамках байесовского подхода, что создает основу для использования эффективных методов стохастической фильтрации, традиционно используемых при обработке навигационной информации. В рамках байесовского подхода создаются предпосылки для построения эффективных алгоритмов, учитывающих протяженный во времени и пространстве характер решения задачи. В разработанном математическом обеспечении предусмотрена возможность предварительного выбора рекомендованных галсов, обеспечивающих необходимую точность навигации с учетом особенностей задачи. В докладе приводятся практические примеры построения карт полей и примеры их использования для решения задачи уточнения координат подвижного объекта в различных условиях. Обсуждаются результаты сопоставления полученных результатов с результатами предсказательного моделирования.

При обсуждении перспектив развития в докладе отмечаются пути совершенствования измерительной аппаратуры и алгоритмов обработки данных. В частности, рассматривается внедрение алгоритмов комплексной обработки параметров различных ГФП при решении задачи навигации, а также методов одновременного решения задач локализации и картографирования – так называемых задач SLAM (Simultaneous Location And Mapping). Эти пути значительно расширяют сферу применения систем навигации по геофизическим полям.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 18-19-00627, <https://rscf.ru/project/18-19-00627>.

МАТРИЦА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ СОЗДАНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ

Третьяков Н.К.

*г. Дубна, АО «ГосМКБ «Радуга»
tretyakov.n.k@mail.ru*

Современные испытания систем автоматического управления БЛА проводятся с помощью математических моделей реальных компонентов данных систем. Одним из ключевых элементов систем управления являются ее исполнительные элементы, а именно рулевые привода. В целях достижения необходимой точности математической модели, необходимо проведение полунатурных испытаний, что создает задачу создания испытательного стенда рулевых приводов.

Как и многие инженерные задачи, создание испытательного стенда является комплексной многокритериальной задачей. Ее решение требует от лица, принимающего решение, действовать рационально. Помочь в этом может формализация задачи и выявление предпочтений технических решений. С этими целями строится многокритериальная модель, которая должна быть логически непротиворечивой, содержать описание всех важнейших показателей, а также быть простой и удобной для анализа и использования. Многокритериальную модель можно представить в виде матрицы конструктивных технических решений и проектных параметров, определяющих конструкцию объекта проектирования, которым в данной работе является испытательный стенд рулевых приводов.

Конструкция испытательного стенда исходит из множества факторов и характеристик испытываемого рулевого привода и аэродинамических поверхностей, среди которых:

- тип рулевого привода;
- тип нагружающего привода;
- жесткостные характеристики силовой рамы;
- расположение рулевых и нагружающих приводов;
- количество каналов нагружения;
- максимальная величина шарнирного момента;

- максимальная скорость поворота рулей;
- момент инерции рулей;
- диапазон углов поворота рулей;
- другие факторы.

Цель работы состоит в составлении матрицы проектных решений испытательных стендов рулевых приводов в целях оптимизации проектирования, принятия объективных решений, удешевления работ и компиляции данных, полученных в ходе практических работ.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ИНТЕРФЕЙСА CAN ПОСРЕДСТВОМ ПЛИС

Говорухин С.В.

г. Томск, АО «НПЦ «Полюс»
simongovorukhin@yandex.ru

Реализация интерфейсов, которые, в свою очередь, интегрируются в системы автоматического и автоматизированного управления и сбора телеметрии летательных аппаратов, посредством программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) позволяет добиваться уникальных по отношению к вариантам, выполненным на микроконтроллерах, результатов: интеграция модулей автоматической синхронизации скоростей узлов шины, реализация потоковых процессоров, формирование цифровых фильтров, внедрение аппаратных сторожевых таймеров.

На структурной схеме (рис. 1) представлены основные модули контроллера CAN.

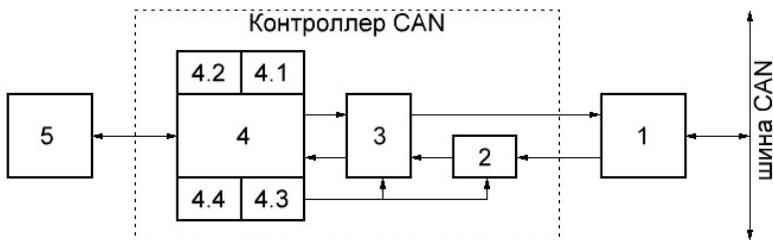


Рис. 1 – Структурная схема контроллера CAN:

1 – приемопередатчик CAN; 2 – цифровой фильтр; 3 – модуль автоматической синхронизации; 4 – потоковый процессор; 4.1 – буфер исходящих сообщений; 4.2 – сторожевой таймер; 4.3 – блок регистров конфигурации; 4.4 – вычислитель CRC 15; 5 – контроллер или арбитр внутренней шины устройства

Интеграция цифрового фильтра для обработки входящего битового потока в разрабатываемый контроллер CAN не является обязательной, но позволяет нейтрализовать воздействия высокочастотных помех, а также сконфигурировать период и объем выборки значения. Данное решение дает возможность увеличить надежность системы. Объем ресурсов, задействованных при реализации цифрового фильтра посредством ПЛИС, может варьироваться за счет смещения оптимального решения в сторону экономии или эффективности.

Особенностью работы интерфейса CAN является обязательная система синхронизации скоростей узлов на шине по первому биту кадра. Так как CAN относится к интерфейсам с общей средой распространения информации, то несинхронная работа даже одного узла в сети приводит к замедлению работы всей сети или к временной остановке ее функционирования. Разработка модуля автоматической синхронизации на ПЛИС позволяет синтезировать схему, способную производить автоматическую подстройку скорости узла в широком диапазоне при достаточной емкости ПЛИС без предварительной конфигурации.

Интеграция потокового процессора в контроллер CAN позволяет аппаратно обрабатывать не только канальный уровень, но и реализовывать протоколы сетевого и транспортного уровней, что, в свою очередь, обеспечивает проектирование надежных и быстрых устройств управления системой при помощи ПЛИС. Благодаря блоку регистров конфигурации производится предварительная настройка модулей контроллера CAN. Аппаратные сторожевые таймеры дают возможность избежать избыточной траты времени при приеме оборванного сообщения, а также предотвращают возникновение длительных зависаний потокового процессора. Посредством буфера исходящих сообщений происходит хранение неотправленных сообщений.

Стоит отметить, что ПЛИС – не единственный вариант для разработки контроллера интерфейса и интерфейса в целом, но многообразие методов формирования цифровых схем и гибкость их внедрения позволяют создавать более функциональные и надежные устройства.

РЕЗУЛЬТАТЫ АПРОБАЦИИ МЕТОДИКИ КОМПЕНСАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА ДАТЧИКОВОЙ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Карпунин Д.Н., Юрчак Р.В.

*г. Королёв, АО «ЦНИИмаши»
metrolog@tsniimash.ru*

В настоящее время в России и за рубежом созданы и применяются методы аппаратной компенсации температурной зависимости для повышения стабильности выходного сигнала от изменения температуры эксплуатации. Практика показывает, что такие методы не в полной мере позволяют минимизировать температурную зависимость результатов измерений по причине снижения надежности работы аппаратуры и невозможности или дороговизны использования компенсационных элементов, при этом необходимо провести большой дополнительный объем испытаний по определению и подтверждению возможности температурной компенсации характеристик аппаратуры.

Необходимость компенсации температурной зависимости результатов измерений является особенно важным для оптико-электронной аппаратуры (ОЭА), применяемой для исследования различных физических процессов, т.к. она состоит из множества элементов электрической схемы, имеющих зависимость характеристик от температуры. Для решения задач компенсации температурной зависимости датчиковой ОЭА проведены исследования и разработаны подходы по ее оценке, реализованные в соответствующей методике [1].

Для апробации методики в качестве примера выбрана датчиковая ОЭА, применяемая для исследования различных оптических явлений. Основным источником температурной зависимости такой аппаратуры является первичный преобразователь, однако также оказывают влияние и элементы электрической принципиальной схемы. Для компенсации температурной зависимости проведен расчет функции влияния выходного сигнала от температуры в соответствии с методикой [1], получена функция температурной зависимости.

Для сопоставления результатов моделирования проведены экспериментальные исследования по определению температурной зависимости выходного сигнала. Определены схема измерений, количество повторений, последовательность выполнения действий, приведены графики полученных зависимостей.

В докладе рассмотрен объект исследований, поясняется принцип, заложенный в оценку температурной зависимости, приведены результаты экспериментальных исследований и показано их сравнение с результатами моделирования.

Из полученных результатов следует, что отклонения между теоретическими и экспериментальными значениями не превышают уровней шумовых (фоновых) сигналов, что позволяет сделать вывод об успешной апробации методики компенсации температурной зависимости, позволяющей обеспечить существенное снижение зависимости, связанной с изменениями температуры, датчиковой аппаратуры в температурном диапазоне эксплуатации, что позволит снизить затраты на разработку и испытания аппаратуры, предназначенной для работы в широких температурных диапазонах.

Литература

1. Карпунин Д.Н. Методика оценивания температурной неустойчивости оптико-электронной аппаратуры для применения в жестких условиях окружающей среды / Д.Н. Карпунин // Измерения и испытания в ракетно-космической промышленности. Материалы V Всерос. науч.-технич. конф., 10–14 сент. 2018 г. – г.о. Королёв Мос. обл.: ФГУП ЦНИИмаш, 2018. – С. 101–102. ISBN 978-5-85162-079-9.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НОЖНИЧНОГО ПОДЪЕМНОГО МЕХАНИЗМА ПЕРСПЕКТИВНОГО ИЗДЕЛИЯ

Квасильчук Д.В.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
sorokina.div@gmail.com*

В докладе рассматривается задача разработки системы управления (СУ) для ножничного подъемного механизма (НПМ) перспективного изделия, входящего в состав комплекса дистанционной лучевой терапии (ДЛТ).

В настоящее время в России для лечения пациентов посредством проведения сеансов лучевой терапии (ЛТ) используется зарубежное оборудование. В условиях западных санкций появилась необходимость заменить дорогостоящее импортное оборудование на высококачественное отечественное, не уступающее по своим техническим характеристикам зарубежным аналогам.

На первом этапе при разработке системы управления были изучены объект управления (ОУ) и его аналоги, на основе чего определены требования к системе по грузоподъемности, скорости и точности позиционирования.

Задачей системы управления является перевод платформы НПМ из начального положения в заданное. Для достижения этой цели предлагается следующее. Система управления делится на 2 части: систему программного управления (СПУ), задачей которой является расчет траектории движения объекта и выдача на каждом такте программного значения угла поворота винта, и систему стабилизации (СС), реализованную в виде регулятора с обратной связью (ОС). Задачей СС является отработка программного значения с использованием сигналов обратной связи.

На следующем этапе была разработана математическая модель НПМ методом Лагранжа–Эйлера, который отличается простотой, формализмом и единством подхода. Уравнения Лагранжа–Эйлера обеспечивают строгое описание динамики состояния манипулятора в пространстве, обладают хорошей «аналитичностью» и допускают реализацию модели

движения НПМ на ЭВМ.

Для выполнения требования по грузоподъемности, предъявляемого к НПМ, произведен выбор двигателя. Для этого определена максимально необходимая мощность при движении НПМ вверх из крайнего нижнего положения с максимально допустимым ускорением.

Разработка системы управления НПМ включает в себя написание алгоритма для СПУ и подбор коэффициентов регулятора, входящего в состав СС.

По результатам работы разработаны и реализованы в среде Simulink математическая модель и алгоритм системы управления НПМ. Составлена программа и методика испытаний. Проведено моделирование и выполнен анализ режимов. В результате моделирования были подтверждены все ТТ, предъявляемые ТЗ.

УНИФИКАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ И УПРАВЛЯЮЩИХ ИНТЕРФЕЙСОВ МЕЖДУ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРОЙ И ПЛАТФОРМОЙ СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПРИМЕРЕ КОМПЛЕКСА ЦЕЛЕВОГО СБОРА ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Ковалев А.Ю., Кочеров С.А., Шатковская А.А.

*г. Москва, АО «ПКС»
72@spacecorp.ru*

На аппаратах гидрометеорологического назначения присутствует ряд измерительных систем наблюдения за окружающей средой, включающей геофизические аппаратурные комплексы, проводящие непрерывный мониторинг состояния околоземного космического пространства. Такие комплексы относятся к группе приборов 5.3 и включают измерительные приборы, объединенные блоком накопления данных, который собирает, хранит и передает по каналам связи на наземные приемные пункты информацию, собранную приборами.

Связь приборов с накопителем данных осуществляется посредством специализированного гальванически развязанного последовательно-импульсного интерфейса, который может функционировать только

с определенным типом блока накопления данных. Однако практика использования геофизических комплексов показала, что для приборов, входящих в их состав, есть потребность в совмещении с другими накопителями информации без дополнительных изменений их конструкции.

Кроме того, используемая линия связи прибора с блоком накопления данных имеет пропускную способность до 20 кб/с, а в перспективных комплексах гелиогеофизических измерений ожидается появление приборов с потоками до 100 кб/с. С целью устранения этих недостатков, а также для упрощения конфигурации накопителя данных и унификации приборного интерфейса была проведена модернизация интерфейсного узла (ИУ) прибора, осуществляющего цифровую обработку данных и их передачу в накопитель.

В качестве интерфейса был выбран RS-485, присутствующий в большинстве накопителей и имеющий пропускную способность не хуже 500 кб/с. Для гальванической развязки были рассмотрены два варианта построения: применение микросборки 2011BB024 с внутренней трансформаторной развязкой, но не нормированной радиационной стойкостью, и применение радиационно стойкой микросхемы 5559ИН2АТ с внешней трансформаторной развязкой. В результате проведенного анализа остановились на втором варианте.

Был доработан конфигурационный проект ПЛИС. Организована передача в ИУ кода бортового времени и формирование в нем информационного кадра, что ранее делалось в блоке накопления данных. В результате этого накопитель уже больше не проводит преобразования данных, только хранение и передачу их на наземные приемные пункты. Эти общие функции любого накопителя могут быть переданы другому прибору, а блок накопления данных может быть преобразован в устройство стыковки командных и телеметрических линий приборов с соответствующими системами космического аппарата.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ ДАННЫХ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ

Косинский М.Ю., Лазарев Н.И., Сорокина А.П.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
KosinskiyMY@mokb-mars.ru*

В докладе рассматривается задача обеспечения оперативного контроля данных в памяти бортовых комплексов управления космических аппаратов (БКУ КА).

В процессе сопровождения функционирования БКУ КА необходимо непрерывно контролировать корректность выполняемых операций и обеспечивать своевременное реагирование в случае выявления аномалий.

Основным показателем, который определяет «поведение» БКУ КА и по которому можно судить о его состоянии, являются значения переменных функционального ПО БКУ КА.

В связи с этим особенную опасность для КА в целом представляют случаи несанкционированного изменения указанных переменных. Изменения могут быть вызваны некорректной работой ПО (в т.ч. переполнения переменных, стирание соседней ячейки памяти), неверными действиями операторов (выдача неверной кодовой команды (КК), по неверному адресу), воздействием космической среды на микросхемы памяти (в т.ч. изменение заряда ячейки памяти при воздействии тяжелых заряженных частиц). Часто данные изменения могут достаточно длительное время оставаться незамеченными, например в отсутствие обращения к указанной переменной. Поэтому в случае своевременного выявления искажений можно не допустить неблагоприятных последствий.

В настоящее время существуют несколько аппаратных и программных способов контроля искажений. В частности, одним из таких является ежесуточная запись данных всей памяти БКУ в ТМИ.

Учитывая значительный объем содержащейся информации, ручной анализ указанных данных затруднителен, занимает длительное время и слабоэффективен.

Таким образом, автоматизация указанного процесса является крайне актуальной задачей.

Значения отдельных переменных функционального ПО БКУ (настраиваемых параметров ПО БКУ) должны иметь значения, определенные документацией, и изменяются в процессе эксплуатации только по отдельному решению. Значения другого вида переменных могут принимать только определенные значения или должны быть согласованы со значениями других переменных.

В результате предложено разработать приложение, анализирующее корректность значения переменных в зависимости от ее типа.

Первые испытания приложения на примере контроля корректности значений настраиваемых параметров ПО БКУ показали положительные результаты. Внедрение разработанного приложения в процесс сопровождения КА позволит оперативно выявлять искажения переменных функционального ПО и повысить надежность КА в целом.

АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ НАБЛЮДАЕМОЙ СЦЕНЫ В ПРОЦЕССЕ МОНИТОРИНГА ПОЖАРНОЙ ОБСТАНОВКИ

Мокрова М.И.

*г. Москва, МАИ
mary.mokrova@mail.ru*

В настоящее время БЛА используются для решения многочисленного рода задач в интересах МЧС, министерства обороны, МВД, коммерческих структур, а также разведывательных задач, задач поиска, обнаружения, целеуказания и слежения. Этот перечень включает также рассматриваемые в данной работе задачи мониторинга чрезвычайных ситуаций, в частности пожаров. Как показывает анализ [1], эффективность мониторинга пожарной обстановки существенно зависит от условий выполнения операции: задымленность наблюдаемой сцены, турбулентность атмосферы и т.п. Для решения проблемы (размытия) изображения, вызванного турбулентностью, в настоящее время уже разработана модель

устранения таких искажений [2]. Проблема задымления остается нерешенной в связи со случайной природой плотности дыма, а также ухудшением видимости с увеличением высоты. В данной работе предлагается адаптивный выбор метода обработки полученного в процессе мониторинга пожарной обстановки изображения на основе анализа его гистограммы.

В работе [3] показано, что достоверность обнаружения объектов интереса может быть повышена за счет использования методов предварительной обработки изображений. В качестве действенных методов предлагается использовать глобальный метод обработки изображений в виде фильтрации на основе преобразований Фурье, в качестве локального метода предварительной обработки – повышение контрастности изображения путем выравнивания гистограммы, а также нейросетевой подход к улучшению получаемых изображений с использованием генеративно-сопоставительной сети `pix2pix`.

Адаптивность алгоритма заключается в выборе метода предварительной обработки изображения задымленной сцены на основе анализа его гистограммы. Таким образом, для изображений с гистограммами (рис. 1) вида (а) с равномерным распределением яркостей выбирается обработка глобальными методами, (б) с трудноразличимой границей объект-фон – локальными, (в) с явным наличием двух или более экстремумов – нейросетевой подход.

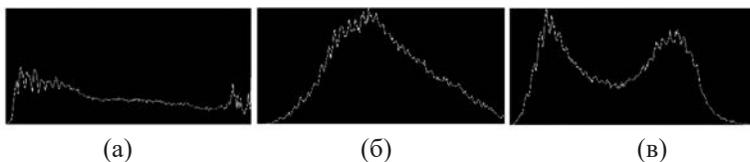


Рис. 1 – Гистограммы получаемых изображений

Математическое моделирование данного алгоритма показало, что в случае использования адаптивного выбора методов предварительной обработки изображений задымленной наблюдаемой сцены, получаемых во время проведения мониторинга пожарной обстановки на борту БЛА, достоверность распознавания объектов интереса увеличивается более чем на 20 %, что доказывает эффективность предлагаемого подхода.

Литература

1. Отчет о валидации и верификации ПС. // Программа для моделирования развития пожара. ФГБУН Институт вычислительного моделирования Сибирского отделения РАН, ФГБУН Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения РАН, ООО «3к-эксперт». – Красноярск, 2020. 159 с.

2. N. Anantrasirichai, Alin Achim, Nick Kingsbury, David Bull, Atmospheric Turbulence Mitigation using Complex Wavelet-based Fusion // IEEE Transactions on Image Processing, vol. 22(6), 2013, pp. 2398–2408.

3. Mokrova M.I., Kotelnikov I.K. “Monitoring of the Earth’s surface in conditions of low visibility” // 2021 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON) (2021): pp.1–6.

ДВУХ- И ТРЕХПОЗИЦИОННАЯ ЛОГИКА В БОРТОВОМ КОММУТАТОРЕ СПУТНИКА-РЕТРАНСЛЯТОРА С ФУНКЦИЕЙ МАРШРУТИЗАЦИИ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

Пичугин С.Б.

г. Королёв, ПАО «РКК «Энергия»

sergey.pichugin@rsce.ru

В перспективной НОСС [1, 2, 3] предполагается возложить функцию маршрутизации сообщений на бортовую аппаратуру её спутника-ретранслятора с функцией маршрутизации (СРФМ). Это позволяет доставлять абонентские сообщения по низкоорбитальной системе связи (НОСС), по межспутниковым трактам (МСТ), минуя наземные станции, до СРФМ над районом, в котором находится получатель сообщения, и обеспечить время доставки, сравнимое с временем доставки в системах сотовой связи. Процесс доставки сообщений в перспективной НОСС заключается в следующем. Абонент-отправитель с терминала абонента (ТА) формирует пакет (последовательность пакетов) с заголовками для доставки абоненту-получателю. В заголовке содержатся данные о местонахождении (подспутниковой зоне) абонента-получателя X_R , Y_R , Z_R .

Число зон [2] соответствует числу СРФМ. Так как число зон ограничено, то заголовок мал и это снижает долю служебных данных в пакете, содержащем абонентскую и служебную информацию. На борту СРФМ данные заголовка считываются и пакет отправляется соседнему СРФМ по принципу «ближайший к получателю», пока не достигнут СРФМ над зоной абонента-получателя и доставляется последнему.

Процесс коммутации пакета на борту СРФМ представлен на рис. 1.

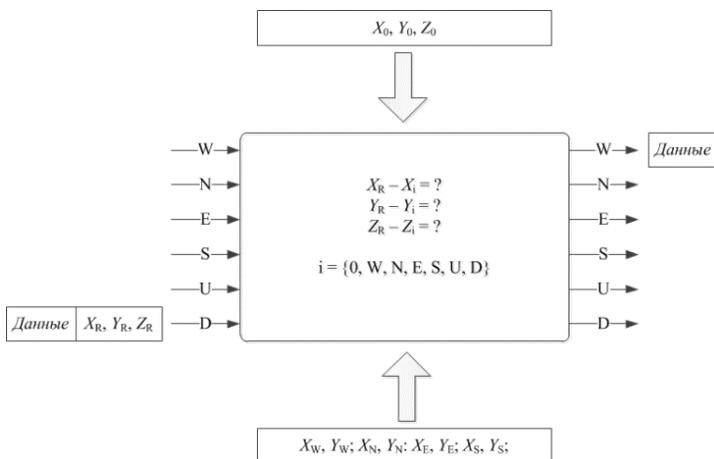


Рис. 1 – Коммутация пакета на борту СРФМ перспективной НОСС

Обозначения на рис. 1:

– W, N, E, S, U, D – тракты межспутниковой связи в направлениях на СРФМ-соседей к западу, северу и т.д., а также абонентские тракты в зенит или надир;

– $i = \{0, W, N, E, S, U, D\}$ – индекс направления;

– X_0, Y_0, Z_0 – координаты (индекс подспутниковой зоны) данного СРФМ;

– X_R, Y_R, Z_R – координаты (индекс подспутниковой зоны) абонента-получателя;

– $X_W, Y_W, X_N, Y_N, X_E, Y_E, X_S, Y_S,$ – координаты (номера подспутниковых зон) СРФМ-соседей к западу, северу и т.д.

В [2] сформулировано техническое решение, обеспечивающее коммутацию пакета сообщения головным битом заголовка. При этом в ком-

мутаторе возможно применение двух- и трехпозиционной логики.

Решение с использованием двухпозиционной логики включает переключение входа на выход в каждом элементе каскада с помощью главного бита с последующей транспортировкой оставшейся последовательности через установленное соединение в элементе. Элемент каскада работает в таком случае по принципу двоичного триггера. На выходе коммутатора, для того, чтобы учесть мобильность абонентов и СРФМ и отказы/перегрузки трактов в НОСС, размещен мультиплексор, логика работы которого зависит от местоположения СРФМ и обстановки в НОСС.

Решение с использованием трехпозиционной логики включает управление элементом каждого каскада коммутации и наличие трех выходов у элемента – «больше», «меньше» и «равно». Сигнал управления элементами кодируют в соответствии с местоположением СРФМ и обстановкой в НОСС. Мультиплексор отсутствует.

Рассмотрен ряд вариантов и сценариев применения указанных технических решений для ортогональной и гексагональной схем баллистического построения НОСС, с кратным перекрытием зон обслуживания, а также их применимость в НОСС без структурированного баллистического построения.

Проведен сравнительный анализ обоих решений, указаны их достоинства и недостатки для конкретных сценариев применения НОСС.

Литература

1. Патент № 2001532 Российская Федерация, МПК Н 04 В 7/185. Способ определения маршрута ретрансляции пакета сообщения и устройство для его осуществления: № 5031334/09 заявл. 31.01.1992; опубликовано 15.10.1993 / Пичугин С.Б.: заявитель и патентообладатель Пичугин С.Б. – 5 с.: ил.

2. Патент № 2097926 Российская Федерация, МПК Н 04 В 7/185. Спутниковый ретранслятор «Аксай»: № 94018404/09; заявл. 19.04.1994; опубликовано 27.11.1997 / Пичугин С.Б.; заявитель и патентообладатель Пичугин С.Б. – 11 с.: ил.

3. Патент № 2673060 Российская Федерация, МПК Н 04 В 7/185. Спутниковый ретранслятор: № 2017140374; заявл. 20.11.2017; опубликовано 22.11.2018 / Пичугин С.Б.; заявитель и патентообладатель: ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королёва» – 12 с.: ил.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ARIMAX И ARDLM АВТОРЕГРЕССИОННЫХ МОДЕЛЕЙ В ЗАДАЧЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ БРАНДМАУЭРА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Потапов Д.Э.^{1,2}, Москвитинов Г.В.²,
Брусникин П.М.^{1,2}, Неретин Е.С.^{1,2}

*г. Москва, Филиал ПАО «Корпорация «Иркут»
«Центр комплексирования»¹, МАИ²
denis.potapov@ic.ircut.com*

Развитие отечественного авиастроения охарактеризовано постоянным темпом наращивания количества и сложности функций, выполняемых авиационными комплексами, что неизбежно приводит к росту числа возможных сценариев при эксплуатации данных систем. Проблемы прогнозирования их состояния многообразны и связаны с различными внешними и внутренними факторами.

Задачу прогнозирования можно в общем случае сформулировать следующим образом. Имеется параметр, который считается случайной или неслучайной величиной, либо случайной функцией. Необходимо определить изменение этого параметра на будущие интервалы времени по результатам его наблюдений. Случайность изменения параметра во времени приводит к вероятностным методам прогнозирования.

В настоящее время наибольшее распространение получил статистический метод. К современным статистическим методам прогнозирования относятся, в частности, авторегрессионные модели. Авторегрессионная модель (AR-модель) – это модель временного ряда, в которой текущие значения ряда линейно зависят от его предыдущих значений процесса и возмущения ε_t :

$$y_t = a_1 y_{t-1} + a_2 y_{t-2} + a_3 y_{t-3} + \dots + a_m y_{t-m} + \varepsilon_t \quad t = 2, 3, \dots, n.$$

В настоящий момент при решении задачи прогнозирования широко используются многослойные AR-модели, такие как ARIMAX и ARDLM. В данной работе рассматривается применение этих моделей в задаче про-

гнозирования состояния брандмауэра пассажирского самолета на примере самолета MC-21.

ARIMAX (autoregression integrated moving average extended) – модель авторегрессии и скользящего среднего – одна из математических моделей, используемых для анализа и прогнозирования стационарных временных рядов. Моделью ARIMAX называется процесс генерации временного ряда $\{X_t\}$ следующего вида:

$$X_t = c + \varepsilon_t + \sum_{i=1}^p a_i X_{t-i} + \sum_{i=1}^q b_i \varepsilon_{t-i}.$$

ARDLM (autoregression distributed lag model) – модель авторегрессии и распределенного лага – математическая модель временного ряда, в которой текущие значения ряда зависят как от прошлых значений этого ряда, так и от текущих и прошлых значений других временных рядов. Моделью ARDLM называется процесс генерации временного ряда $\{y_t\}$ следующего вида:

$$y_t = a_0 + \sum_{i=1}^p a_i y_{t-i} + \sum_{j=0}^q b_j x_{t-j} + \varepsilon_t.$$

MC-21 – семейство российских среднемагистральных узкофюзеляжных пассажирских самолетов. Программа разрабатывается корпорацией «Иркут». Использование передовых технических решений в области аэродинамики, двигателестроения и авиационного оборудования обеспечивает MC-21 конкурентные преимущества перед самолетами других производителей.

В состав бортового радиоэлектронного оборудования MC-21 входит современный российский брандмауэр (БМ), разработанный в ПАО «СЭЗ им. Серго Орджоникидзе».

Брандмауэр самолета – это программное обеспечение и оборудование для обеспечения политики сетевой безопасности. На БМ-MC21 установлены запоминающие устройства типов NvraM, NOR, NAND, EEPROM, DDR3. Они представляют собой накопители информации или среды для записи данных.

С физической точки зрения информация хранится в так называемых «ячейках памяти». Ячейка памяти – основной строительный блок памяти запоминающих устройств брандмауэра. Она представляет собой электронную схему, которая хранит один бит двоичной информации и может

принимать логические 1 или 0. Это значение сохраняется до тех пор, пока не будет изменено процессом доступа к памяти.

С течением времени в запоминающих устройствах развиваются деструктивные процессы, и часть ячеек памяти выходит из строя.

Прогнозирование состояния БМ-МС21 является актуальной задачей обеспечения безопасности при эксплуатации воздушного судна, поскольку позволяет предсказывать возможные сценарии эксплуатации бортовых систем и оценивать влияние деструктивных процессов на летно-технические характеристики летательного аппарата. Используя современные авторегрессионные модели и программное обеспечение, можно с высокой долей точности предсказать процент целых ячеек памяти через определенные промежутки времени и определить момент, при котором это число будет критическим для функционирования брандмауэра самолета.

Для решения поставленной задачи используются кроссплатформенная среда разработки Code::Blocks и пакет прикладных программ MATLAB.

Из результатов тестирования двух моделей можно сделать вывод, что методы ARIMAX и ARDLM одинаково эффективны, однако при применении ARDLM вероятны более точные результаты, поскольку используется входная фактор-функция. Оба подхода учитывают изменяющиеся во времени внешние и внутренние факторы и позволяют строить довольно точные прогнозы на длительные интервалы времени.

Литература

1. *Брусникин П.М.* Разработка архитектуры бортовой системы технического обслуживания с применением концепции распределенной ИМА / Брусникин П.М., Неретин Е.С., Дудкин С.О. ISBN978-5-4465-2536-2 – Текст: непосредственный// Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. 2019. Вып. 11. С. 158-159.

2. *Галушкин А.И.* Нейронные сети: основы теории. М.: Горячая линия – Телеком, 2010. 496 с.: ил.

3. *Горлов М.И.* Прогнозирование процесса деградации технических характеристик ИС методом окон с использованием нейронных сетей / Горлов М.И., Строгонов А.В., Арсентьев А.В. // Успехи современной ра-

диоэлектроники. 2008. № 12. С. 73–77.

4. *Дмитриенко А.Г.* Техническая диагностика. Оценка состояния и прогнозирование остаточного ресурса технически сложных объектов: учебное пособие / Дмитриенко А.Г. [и др.]; под ред. Нефедьева Д.И., Цыпина Б.В. Пенза: Изд-во ПГУ, 2013. 61, [1] с.: ил.; 21 см. ISBN 978-5-94170-635-8. Текст: непосредственный.

5. *Науменко А.П.* Вероятностно-статистические методы принятия решений: теория, примеры, задачи: учебное пособие / Науменко А.П., Кудрявцева И.С., Одинец А.И. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2018. 108 с.

6. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс. 2-е изд. М., «Вильямс», 2019.

7. *Горбань А.Н.* Обобщенная аппроксимационная теорема и вычислительные возможности нейронных сетей // Сибирский журнал вычислительной математики, 1998. Т. 1. № 1. С. 12–24.

8. *Осовский С.* Нейронные сети для обработки информации / Пер. с польского Рудинского И.Д. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 344 с.: ил.

9. Обобщенная аппроксимационная теорема и вычислительные возможности нейронных сетей. Горбань А.Н. Сибирский журнал вычислительной математики, 1998. Т. 1, № 1, с. 12–24.

10. *Уоссермен Ф.* Нейрокомпьютерная техника: теория и практика / Пер. с английского Зуев Ю.А. – М.: Мир, 1992.

11. *Барский А.Б.* Логические нейронные сети: Учебное пособие / Барский А.Б. – М.: Бином, 2013. – 352 с.

12. *Галушкин А.И.* Нейронные сети: история развития теории: Учебное пособие для вузов. / Галушкин А.И., Цыпкин Я.З. – М.: Альянс, 2015. – 840 с.

13. *Редько, В.Г.* Эволюция, нейронные сети, интеллект: Модели и концепции эволюционной кибернетики / В.Г. Редько. – М.: Ленанд, 2015. – 224 с.

14. *Рутковская Д.* Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы / Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. – М.: РиС, 2013. – 384 с.

15. *Суровцев И.С., Клюкин В.И., Пивоварова Р.П.* Нейронные сети. – Воронеж: ВГУ, 1994. – 224 с. 121.

16. *Кривилёв А.В.* Основы компьютерной математики с использованием системы МАТЛАВ. М.: Лекс-Книга, 2005. – 496 с. с ил.

17. *Лобатый А.А., Антонов А.И.* Топологический подход к задаче прогнозирования технического состояния авиационного комплекса.

СОЗДАНИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ АНАЛИЗА ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЯЗЫКОВ ГРАФИЧЕСКОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ

Семечев В.А.

г. Москва, МОКБ «Марс»

246@mars-mokb.ru

В связи с увеличивающимся объемом обрабатываемых данных, большим количеством рассматриваемых параметров и их сложных комбинаций, а также увеличением количества разрабатываемых и эксплуатируемых космических аппаратов (КА) усложняется процедура анализа нормативности функционирования их бортовых систем управления (БСУ). Также большое количество времени занимает формирование отчетной документации по наземным и летным испытаниям.

Функционирование КА происходит согласно циклограммам бортовой системы управления, введенным кодовым командам (КК) и полетным заданиям (ПЗ) и характеризуется определенным набором статусной информации – признаками. Описание всех возможных режимов и соответствующих им наборов признаков приведено в документации на КА и может быть формализовано в виде базы решающих правил, определяющих нормативность того или иного набора признаков.

Таким образом, для целей автоматизации анализа нормативности функционирования бортовой системы управления предлагается алгоритм, анализирующий формируемый БСУ в каждый момент времени набор признаков и сравнивающий его на соответствие данным, указанным в КК и ПЗ.

В результате это позволит повысить качество анализа данных, исключить пропуск нештатных ситуаций (что возможно при ручном проведении анализа ввиду значительного объема данных), сократить затраты времени и, как следствие, повысить производительность труда.

Программную реализацию указанного алгоритма предлагается осуществить при помощи средств графического программирования. Данный подход в последнее время хорошо себя зарекомендовал в разных

областях: от реализации алгоритмов управления в технических системах до разработки игровых приложений (например, в компании National Instruments или Ubisoft).

Использование средств графического программирования позволяет реализовывать сложные процедуры обработки данных без необходимости подробного изучения синтаксиса языков программирования, значительно снижая затраты времени на написание программного кода. Достоинствами такого метода являются: активное развитие в настоящее время и упрощение процесса разработки программных средств, а также наличие широкого набора инструментов для отладки.

Как результат, создан специализированный программный комплекс, с помощью которого можно решать проблемы обработки и анализа информации больших размеров, определения нормативности функционирования БСУ и формирования отчетной документации по результатам анализа.

На данный момент осуществляется тестирование работы программного комплекса на контрольных примерах. Получаемые результаты свидетельствуют, что проведенные исследования по автоматизации анализа функционирования БСУ могут в перспективе значительно упростить и ускорить процесс анализа как результатов наземных испытаний, так и результатов реального полета.

Литература

1. Проектирование и испытание бортовых систем управления: Учебное пособие / Под редакцией Сырова А.С. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. – 344 с.: ил.
2. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под редакцией Сырова А.С. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ИСПЫТАНИЙ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Шатский М.А., Щелькалин М.Ю.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
ShchelikalinMU@mokb-mars.ru*

Задача автоматизации рутинных операций, повторяемых несколько раз в день, всегда актуальна и полезна. Похожие работы существуют и продаются такими компаниями, как Matlab, впрочем, каждое такое решение должно опираться на архитектуру конкретного стенда полунатурного моделирования (СПНМ) и модернизироваться в зависимости от его особенностей.

В работе рассматривается автоматизация запуска СПНМ, а именно серийная отработка набора моделируемых режимов работы объекта управления. Работа осуществляется следующим образом: оператор стенда настраивает СПНМ и запускает систему автоматизации испытаний (САИ). Указанная система передает начальные условия испытаний, производит включение стенда, подачу питания на блок управления, сохранение результатов. Данные действия повторяются в цикле необходимое количество раз: 5, 10, 20. Минимальное время выполнения одной итерации оператором стенда – 10 минут, САИ же справляется за 2 и в дополнение позволяет убрать необходимость человеческого вмешательства в запуск стенда и сохранение результатов, а также исключаются возможности простоя стенда в связи с тем, что оператор стенда отошел в момент завершения итерации работы стенда.

Внедрение данной системы потребовало доработки аппаратной части СПНМ и программной части САИ, что растянулось на год.

Использование указанного решения на нескольких СПНМ МОКБ «Марс» позволяет экономить сотни человеко-часов работы операторов стендов ежегодно.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ РЕНТГЕН-КОНТРОЛЯ ТАНТАЛОВЫХ КОНДЕНСАТОРОВ

Алыков А.Н.

*г. Москва, АО «РКС»
alykov.an@spacecorp.ru*

Все элементы электронной компонентной базы (ЭКБ), используемой в ракетно-космической, военной и авиационной технике, должны подвергаться тщательному входному контролю и дополнительным испытаниям. Вследствие применения новых технологий и материалов на производстве методический аппарат отбраковки ЭКБ необходимо постоянно модернизировать, в том числе необходима разработка принципиально новых методов.

Проведение визуальной инспекции внутренней структуры пассивной ЭКБ при помощи рентгеновского микроскопа является перспективным методом, однако требует длительной однообразной работы оператора. Это ведет к увеличению процента незамеченного брака и, соответственно, к снижению надежности аппаратуры. Таким образом, для снижения стоимости испытаний и повышения надежности конечной аппаратуры необходима автоматизация процесса рентген-контроля пассивной ЭКБ.

Для поиска дефектов внутренней структуры предлагается использовать методы обработки изображений и поиска объектов на нем. Прежде всего необходимо провести предварительную обработку – подготовить изображение к интерпретации (избавиться от шумов, искажений, выделить полезный сигнал и ослабить помехи, убрать разрывы линий и выступающие «аппендиксы»).

Далее идет непосредственно интерпретация, в ходе которой на рентгеновском изображении отмечается расположение искомых объектов, элементов конструкции, дефектов. На данном этапе необходимо проследить за корректностью работы интерпретатора: свести к минимуму возможности появления ошибок первого (пропуск существующих объектов) и второго (выделение мнимых объектов) рода.

Основываясь на анализе статистики отбраковки танталовых чип-конденсаторов и проведенных ресурсных испытаниях, можно утверждать, что наиболее критичный дефект – наличие посторонних частиц около анодного тела. В данной работе были рассмотрены основные методы поиска объектов на изображении с целью детектирования данного типа дефекта.

Результаты обработки базы рентгеновских снимков (80 с дефектами и 80 без дефектов) предложенными методами представлены в таблице:

Метод	Дефект найден верно, %	Не дефект найден верно, %	Ошибка 1-го рода, %	Ошибка 2-го рода, %	Время на 1 шт., с
Корреляционный анализ	27,5	92,5	72,5	7,5	0,39
Контурный анализ	77,5	88,8	22,5	11,3	0,41
Нейронная сеть	92,5	91,3	7,5	8,8	2,09

Таким образом, можно сделать вывод, что распознавание дефектов с помощью нейронных сетей является наиболее точным. У данного метода наименьшее количество ошибок первого рода, что наиболее важно с точки зрения отбраковки дефектной ЭКБ. Корреляционный анализ имеет достаточно высокую скорость работы, однако требует наличие шаблона, соответственно, точность данного метода зависит от проработанности базы шаблонных дефектов.

О НЕОБХОДИМОСТИ ВВЕДЕНИЯ ПОНЯТИЯ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ В ГОСУДАРСТВЕННЫЕ СТАНДАРТЫ

Ашарина И.В.

*г. Москва, Зеленоград, АО «НИИ «Субмикрон»
asharinairina@mail.ru*

Критичность условий применения автоматических космических аппаратов (КА) и особенно их группировок, высокая стоимость ошибок их проектирования и эксплуатации предъявляют высокие требования к надежности, сбое- и отказоустойчивости их бортовых цифровых вычислительных систем, и эти требования представляют собой одну из наиболее актуальных задач при разработке их систем управления, особенно в условиях необходимости импортозамещения. При этом имеет место парадоксальная ситуация – опорное понятие сбое- и отказоустойчивости для вычислительных и управляющих систем ответственного применения формулируется недостаточно полно и правильно, что неизбежно приводит к ошибкам проектирования и, следовательно, к экономическим и другим потерям, требует уточнения на уровне Государственных стандартов соответствующих отраслей, но такая доработка не выполняется.

Одним из первых понятие отказоустойчивости, используемое до настоящего времени, ввел А. Авиженис в работе «Отказоустойчивость – свойство, обеспечивающее постоянную работоспособность цифровых систем» (ТИИЭР, т. 66, № 10, октябрь, 1978, с. 5–25), сформулировав его так: «Отказоустойчивость – это такое свойство архитектуры цифровых систем, которое позволяет логической машине продолжать работу и тогда, когда в реальной системе, являющейся ее носителем, возникают разнообразные отказы компонентов».

Недостаток определения – явное противоречие: из-за отсутствия ограничения на количество одновременных неисправностей компонентов выходит, что любая система не может быть изначально отказоустойчивой, т.к. при неисправности всех компонентов в системе (что допуска-

ется этим определением) невозможно создание указанной в определении логической машины.

Государственные стандарты РФ понятие отказоустойчивости определяют так. Согласно п. 4.2.5.3 ГОСТ Р ИСО/МЭК 25010–2015, понятие «отказоустойчивость» (fault tolerance), адаптированное из ISO/IEC/IEEE 24765, – это способность системы, продукта или компонента работать, как предназначено, несмотря на наличие дефектов программного обеспечения или аппаратных средств. Это определение имеет тот же недостаток, что и у Авижениса.

Согласно пункту 7.2.4.1 ГОСТ Р 56526–2015 Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования (дата введения 2016-04-01), НПО им. С.А. Лавочкина, требование отказоустойчивости (живучести) является одним из основных при обеспечении безопасности и используется для контроля рисков, а в п. 7.2.4.2 указано, что автоматический космический аппарат должен быть спроектирован с учетом выполнения следующих требований отказоустойчивости: 1) единичный отказ любого комплектующего элемента не должен приводить к катастрофическим и серьезным последствиям; 2) комбинация двух отказов не должна приводить к катастрофическим последствиям; 3) все опасные факторы, которые не контролируются принципами отказоустойчивости, должны контролироваться путем выполнения проектных требований по снижению риска или соответствия вероятностным критериям безопасности. Это ограничивает сложность разрабатываемых систем управления допустимостью лишь одиночных отказов компонентов и непригодно для систем управления современными многофункциональными и перспективными КА и, тем более, их группировками, в которых возможность возникновения одновременных совокупностей неисправностей значительно возрастает. Особую актуальность проблема введения ГОСТа на определение понятия сбое- и отказоустойчивости приобретает в связи с запуском проекта российской глобальной многофункциональной инфокоммуникационной спутниковой системы (ГМИСС) «Сфера», включающего в себя космические проекты в различных областях.

Под отказоустойчивостью распределенной многомашинной вычислительной системы мы понимаем ее способность правильно выполнять

предусмотренные целевые задачи в условиях возникновения допустимых совокупностей одновременных неисправностей (сбоев и отказов) допустимых моделей и допустимых последовательностей таких совокупностей. Отличие от определения отказоустойчивости из приведенных источников состоит в том, что такое определение еще на начальном этапе проектирования системы требует задания и учета допустимой модели неисправности, допустимой кратности одновременных совокупностей неисправностей и допустимых последовательностей совокупностей неисправностей, что позволит существенно повысить надежность таких систем.

ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ПРЕВЕНТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ НАДЕЖНОСТЬЮ ОПЕРАТИВНОГО И ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Давыдовский А.Г.

г. Минск, БГУИР

agd2011@list.ru

Разработано научно-методическое обоснование и осуществлена техническая реализация информационно-аналитической системы (ИАС) превентивного управления надежностью оперативного и инженерно-технического персонала при эксплуатации беспилотных авиационных комплексов (БАК). Основой ИАС является комплекс моделей надежности персонала. В частности, предложена дискретная стохастическая модель оценки общей надежности профессиональной деятельности (P_{TOTAL}) операторов и инженерно-технических специалистов БАК с помощью N тестов по формуле

$$P_{TOTAL} = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - P_i^{a_i}), \quad (1)$$

где P_i – показатель надежности, диагностируемый по i -му тесту из N

возможных ($i \in N$); ω_i – удельно-весовой показатель для величины P_i по отношению ко всем возможным:

$$\omega_i = \frac{P_i}{\sum_{i=1}^N P_i} \quad (2)$$

При этом расчет показателя P_i осуществляется по формуле

$$P_i = \exp\left(-\exp\left(-\left(7 * X_i - 2\right)\right)\right), \quad (3)$$

где X_i – нормированный показатель психофизиологической, психологической или социально-психологической характеристики, исследованной в i -м тесте, и рассчитываемый по формуле

$$X_i = \frac{X_{\text{фактич}} - X_{\text{min}}}{X_{\text{max}} - X_{\text{min}}} \quad (4)$$

Разработано программное обеспечение для автоматического расчета интегрированного показателя биоритмов (БиоР) операторов и инженерно-технических специалистов БАК с помощью тестов для исследования психологических, психофизиологических и социально-психологических характеристик:

$$\text{БиоР} = 100 \sin\left(\frac{2\pi(t - t_0)}{T}\right), \quad (5)$$

где $T = \{23; 28; 33\}$ – периоды биологических ритмов (в сутках); $\pi = 3,14$; t – количество дней, прошедших с даты рождения респондента. Интегральная надежность ($P_{\text{И}}$) учитывает биоритмы физиологической ($P_{\text{ФизА}}$), интеллектуальной ($P_{\text{ИнтА}}$) и эмоциональной ($P_{\text{ЭМА}}$) активности:

$$P_{\text{И}} = (\varphi_1 P_{\text{ФизА}} + \varphi_2 P_{\text{ИнтА}} + \varphi_3 P_{\text{ЭМА}}) * \left(1 - \prod_{i=1}^N (1 - P_i^{\omega_i})\right). \quad (6)$$

Расчет общей интегральной надежности персонала ($P_{\text{И}}$) включает оценку функционального состояния персонала с помощью N тестов (P_{TOTAL}) и показателя надежности по трем биоритмам ($P_{\text{Био}}$):

$$P_{\text{И}} = P_{\text{Био}} * P_{\text{Total}}. \quad (7)$$

При этом надежность персонала БАК рассчитывается как

$$P_{\text{Био}} = \varphi_1 P_{\text{ФизА}} + \varphi_2 P_{\text{ИнтА}} + \varphi_3 P_{\text{ЭМА}}, \quad (8)$$

где удельно-весовые коэффициенты φ_1 , φ_2 и φ_3 .

Для расчета надежности персонала БАК необходим учет пяти базовых хронотипов с оптимумом работоспособности (ОР) в различное время суток, включая определенно утренний тип (ОР с 4 до 9 ч); умеренно-утренний тип (ОР с 9 до 16 ч); неопределенный тип (ОР с 16 до 20 ч); определенно-вечерний тип (ОР с 20 до 22 ч); скорее вечерний, чем утренний тип (ОР с 22 вечера до 4 утра ч).

Разработано программное обеспечение ИАС, включающее шесть модулей и обеспечивающее оптимальное применение алгоритмов превентивного управления профессиональной надежностью персонала БАК при индивидуальной и коллективной деятельности с помощью информационной карты оптимизации выбора данных алгоритмов на основе учета медико-биологических, психофизиологических и социально-психологических характеристик, времени суток, дня недели и месяца года. На основе разработанной ИАС предложена концепция интеллектуальной аватар-технологии управления дроном, обеспечивающей адаптивное управление дроном и его полезной нагрузкой, а также позволяющей оптимизировать все процессы эксплуатации и обслуживания БАК.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ЗАКЛАДКИ КОНСТРУКТОРСКИХ ДОКУМЕНТОВ В АРХИВ МЕТОДОМ ИНТЕГРАЦИИ В 1С:PLM

Кузнецова Е.С., Федюнина Е.А., Орлов И.А., Чукин П.Е.

*г. Москва, АО «НИИ «Субмикрон»
e.s.kuznetsova@inbox.ru*

Коррекция конструкторской документации может проводиться специалистами, не принимавшими участие в первичной разработке. Остро возникает вопрос хранения и доступности не только конструкторской документации, но и исходных файлов.

Количество извещений об изменении по устранению ошибок в 2021 году возросло на 58% по сравнению с 2020 годом. Одной из причин этого являются сложности в поиске и идентификации последней версии исход-

ного файла документа. Было принято решение автоматизировать процесс закладки в архив конструкторских документов [1] на базе системы 1С:PLM.

Отделы организации предпринимали попытки создания собственных хранилищ данных. Проанализировав полученный опыт, была разработана модель хранения данных. Основное ее преимущество заключается в полнотекстовом поиске с учетом применяемости изделий. В отличие от существующего Data Mining алгоритма Apriori [2] и полнотекстового поиска, разработанная модель позволяет учитывать применяемость документов в соответствии с электронной структурой изделия. Это упрощает процесс поиска и анализа данных каждого изделия.

С целью формализации процесса была разработана модель взаимодействия участников системы (рис. 1).

Из представленной модели следует, что разработчики документов взаимодействуют с 1С:PLM для получения данных, а работник архива контролирует процесс их загрузки в систему. На основе представленной модели была создана инструкция, внедрение которой позволяет сделать процесс однозначным.

Для отработки модели были выбраны текстовые конструкторские документы. Разработанная модель интегрирована в систему 1С:PLM с целью автоматизации процесса закладки исходных файлов в архив. Согласование исходных файлов также может быть реализовано в электронном виде [3].

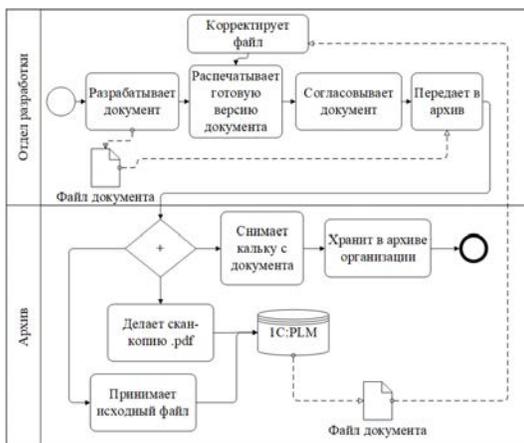


Рис. 1 – Модель взаимодействия

Преимуществом модели является уменьшение ошибок в конструкторской документации за счет доступности последних версий файлов документов. Это экономит ресурсы организации на разработку изделий.

Литература

1. Судов Е.В. Интегрированная информационная поддержка жизненного цикла машиностроительной продукции. Технология. Методы. Модели. М.: МВМ, 2003.

2. Brin S. et al. Dynamic Itemset Counting and Implication Rules for Market Basket Data // Proceedings of the ACM SIGMOD Int'l Conf. Management of Data, ACM Press, New York, 1997. Pp. 255–264.

3. Кузнецова Е.С., Федюнина Е.А., Орлов И.А., Чукин П.Е. Разработка алгоритма процесса согласования документов в IC:PLM // Электронные информационные системы, 2022, № 1, с. 48–58.

РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ КАБЕЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ НА ВОЗДЕЙСТВИЕ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ИЗЛУЧЕНИЙ

Перчихин О.И., Федоренко А.О., Дроздов М.А., Марченко М.В.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
3217298@mail.ru*

Неотъемлемой частью систем управления КА, РБ, БПЛА и др. технических средств являются кабельные изделия. К их производству и эксплуатации предъявляют все более и более строгие требования, одним из которых является требование обеспечения предельно допустимого уровня по излучаемым помехам. Вследствие этого необходимо контролировать и обеспечивать соответствие требованиям ЭМС по уровню излучаемых ЭМП от СУ, находящихся в эксплуатации.

Актуальность автоматизации процесса испытания обуславливается трудоемкостью и значительными временными затратами на проведение испытаний ввиду большого количества испытательных воздействий и

объема измерений, их протоколирования, а также обработки результатов. Целью данной работы является сокращение сроков проведения и повышение достоверности результатов испытаний путем минимизации действий в ручном режиме.

Это может быть достигнуто путем разработки и реализации программно-аппаратного комплекса, включающего:

- автоматизированный измерительный комплекс (АИК);
- программное и алгоритмическое обеспечение;
- средства визуализации и анализа.

Разработка программных модулей в рамках концепции виртуальных приборов позволяет комплексировать функциональные узлы в единое виртуальное окружение в среде LabVIEW.

В ходе работы был разработан алгоритм и осуществлена его программная реализация, включая графический интерфейс пользователя, позволяющий наблюдать за ходом проведения испытаний в режиме реального времени. По результатам испытаний генерируется отчет, содержащий информацию об используемом оборудовании, параметры проведения эксперимента и график зависимости максимальной измеренной амплитуды сигнала от частоты.

ОСОБЕННОСТИ АТТЕСТАЦИИ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ, ПРИМЕНЯЕМОГО ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Поморцев П.М., Иванов В.В., Бутенко В.А.

*г. Королёв, АО «ЦНИИмаш»
metrolog@tsniimash.ru*

Испытания изделий – важный и сложный процесс получения информации о характеристиках объекта, являющийся основой объективной оценки правильности принятых конструктивных решений достигнутого технического уровня и качества испытываемых изделий. Условием получения достоверной информации с требуемыми характеристиками погрешностей измерений параметров испытываемых изделий является применение

современных средств измерений и аттестованного испытательного оборудования (ИО), предназначенного для воспроизведения условий испытаний [1].

Проведение аттестации ИО регламентировано [2] и [3].

На сегодняшний день некоторые организации ракетно-космической промышленности (РКП) имеют положительные заключения Государственного научного метрологического института (Государственного научного метрологического центра) о возможности аттестации ИО в соответствии с требованиями [3].

В состав экспериментальной испытательной базы организаций РКП входит около 4000 единиц ИО, многие из которых представлены в единичном экземпляре, аттестовано свыше 3300 единиц. Большинство экземпляров ИО разрабатывалось в 70-х годах прошлого столетия и до сих пор используется для проведения испытаний ввиду своей уникальности. Для усовершенствования их систем и обеспечения более точных результатов испытаний стенды проходят процедуру модернизации.

Основными проблемными вопросами аттестации ИО являются:

1. Наличие устаревшей документации на ИО, при этом организация-владелец ИО не является разработчиком данной документации и выпуск новой эксплуатационной документации (ЭД) не представляется возможным без существенных оснований.

2. Необходимость проведения повторной аттестации (с разработкой новой программы и методики аттестации, привлечением сторонних организаций) при модернизации ИО путем замены (ввода) технологических систем, не влияющих на воспроизводимые параметры ИО.

3. Дороговизна и высокая трудоемкость воспроизведения режимов работы ИО для целей аттестации (например, при аттестации аэродинамических труб, электродуговых установок и т.д.).

4. Невозможность, в ряде случаев, аттестации ИО без объекта испытаний и др.

В докладе рассматриваются особенности аттестации ИО, применяемого при наземной экспериментальной отработке изделий РКТ, приводятся примеры проблемных ситуаций, возникающих на практике, а также предлагаются возможные пути и способы решения проблемных вопросов.

Литература

1. *П.М. Поморцев, Д.Г. Киреев, Р.И. Лесниченко.* Оценка состояния метрологического обеспечения изделий ракетно-космической техники// XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов: в 4 т. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 339–341.
2. ГОСТ Р 8.568–2017 Национальный стандарт Российской Федерации. Государственная система обеспечения единства измерений. Аттестация испытательного оборудования. Основные положения. – М.: Стандартинформ, 2018. – 15 с.
3. ГОСТ РВ 0008–002–2013.

РОЛЬ МЕТРОЛОГИЧЕСКОЙ ЭКСПЕРТИЗЫ ПРИ СОЗДАНИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Поморцев П.М., Киреев Д.Г.

*г. Королёв, АО «ЦНИИмаш»
metrolog@tsniimash.ru*

Изделия ракетно-космической техники (РКТ) представляют собой сложные технические системы, состоящие из совокупности разнородных технических объектов (космические аппараты, средства выведения, разгонные блоки, наземные комплексы управления и т.д.).

Ведущую роль в обеспечении качества научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) по созданию изделий РКТ играет метрологическая экспертиза (МЭ) – один из важнейших инструментов повышения надежности и качества изделий РКТ в целом.

Своевременное и качественное проведение МЭ позволяет выявить и устранить ошибки, связанные с метрологическим обеспечением, провести анализ и оценку правильности принятых в технической документации решений по метрологическому обеспечению изделий РКТ на этапах выполнения ОКР [1].

Объектами МЭ являются изделия РКТ и документы: проекты так-

тико-технических заданий (ТТЗ) (технических заданий (ТЗ)) на выполнение опытно-конструкторских работ (ОКР) (составных частей (СЧ) ОКР), конструкторская и технологическая документация (КД и ТД), другие документы, разрабатываемые на различных этапах создания изделия РКТ (этапах ОКР), которые содержат требования и сведения, относящиеся к:

- номенклатуре параметров изделий РКТ, подлежащих измерениям (контролю) на этапах создания;
- средствам, методам, методикам и процессам измерений и контроля, к обработке измерительной информации;
- характеристикам погрешности измерений и показателям достоверности контроля.

Основными участниками МЭ изделий РКТ являются:

- государственные заказчики (заказчики);
- головная организация Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» по метрологическому обеспечению ракетно-космической промышленности (ГОМ РКП);
- организации-разработчики (изготовители) изделий РКТ;
- аккредитованные на право проведения МЭ организации.

Важность МЭ для обеспечения единства измерений доказана многолетней практикой создания изделий РКТ. При МЭ выявляются ошибочные или недостаточно обоснованные решения, вырабатываются рациональные решения по конкретным вопросам метрологического обеспечения (МЛО).

В современных условиях МЭ влияет на технико-экономические показатели создания изделий РКТ. На практике реализация тех или иных элементов МЛО может быть осуществлена несколькими вариантами. Рациональный и обоснованный выбор варианта решения вопросов МЛО, в том числе при формировании технического задания, требует проведения углубленного и тщательного анализа вариантов решения задач по МЛО, выявления и разработки предложений по урегулированию проблемных вопросов МЛО на различных стадиях создания изделия РКТ. В этой связи МЭ необходимо начинать до разработки рабочей конструкторской и технологической документации – на этапе разработки ТТЗ (ТЗ) и проектирования, и подвергать ей все документы.

В докладе рассматривается роль МЭ в обеспечении качества НИОКР по созданию изделий РКТ.

Литература

1. *Поморцев П.М., Киреев Д.Г., Лесниченко Р.И.* Оценка состояния метрологического обеспечения изделий ракетно-космической техники// XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов: в 4 т. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 339–341.

ОТРАСЛЕВАЯ СИСТЕМА ПОВЫШЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИИ СПЕЦИАЛИСТОВ ОРГАНИЗАЦИЙ ПО НАПРАВЛЕНИЯМ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕДИНСТВА ИЗМЕРЕНИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Поморцев П.М., Лесниченко Р.И.

*г. Королёв, АО «ЦНИИмаш»
metrolog@tsniimash.ru*

Развитие современного космического приборо- и ракетостроения требует безотлагательного совершенствования работ в области его метрологического обеспечения. Особую роль и значение в решении задач метрологического обеспечения в ракетно-космической промышленности (РКП) играет наличие квалифицированных кадров.

В соответствии с приказом Минтруда России от 29.06.2017 № 526н «Об утверждении профессионального стандарта “Специалист по метрологии”» и рекомендациями IV Всероссийской научно-технической конференции «Измерения и испытания в ракетно-космической промышленности» (г. Королёв, МО, 2019 г.) определены следующие направления повышения квалификации специалистов в области метрологического обеспечения:

- организация метрологического обеспечения НИОКР;
- метрологическая экспертиза технической документации;
- управление метрологическим обеспечением в РКП.

Повышение квалификации по данным направлениям обучения необходимо для качественного изменения профессиональных компетенций специалистов, приобретения знаний и получения практических навыков по организации работ в области метрологического обеспечения на всех этапах создания изделий РКТ, выработки умения применения документов по стандартизации с учетом специфики деятельности организаций РКП при создании изделий РКТ, решения проблемных вопросов и определения путей совершенствования системы метрологического обеспечения в РКП [1].

На основании Федерального закона от 29.12.2012 № 273-ФЗ «Об образовании в Российской Федерации» и приказа Минобрнауки России от 01.07.2013 № 499 «Об утверждении Порядка организации и осуществления образовательной деятельности по дополнительным профессиональным программам» по направлениям обучения разработаны и утверждены программы повышения квалификации.

На базе АО «ИПК «Машприбор» специалистами головной организации Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» по метрологическому обеспечению РКП (АО «ЦНИИмаш») проводится обучение по дополнительным профессиональным программам повышения квалификации:

- «Организация метрологического обеспечения НИОКР»;
- «Метрологическая экспертиза технической документации»;
- «Управление метрологическим обеспечением в РКП».

Основными преимуществами повышения квалификации в корпоративной системе обучения являются:

– проведение обучения с учетом специфики деятельности организаций РКП, включая организационные вопросы деятельности метрологической службы;

– понимание требований и получение знаний по порядку выполнения работ на всех этапах создания изделий РКТ;

– возможность получения компетентных ответов по проблемным вопросам и особенностям проведения работ по метрологическому обеспечению на этапах создания изделий РКТ;

– учет современных требований к метрологическому обеспечению РКП.

В докладе рассматриваются основные направления подготовки и краткое содержание программ повышения квалификации.

Литература

1. *Голега А.В., Филоненко С.А., Поморцев П.М., Киреев Д.Г., Карпунин Д.Н.* Основные подходы к развитию отраслевой системы подготовки кадров в области метрологического обеспечения//Главный метролог. 2020. № 1(112). С. 38–40.

МЕТОДИКА ИЗУЧЕНИЯ ДИНАМИКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ БПЛА С ДВИГАТЕЛЯМИ- МАХОВИКАМИ ПУТЕМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО УСЛОЖНЕНИЯ ИМИТАЦИОННЫХ МОДЕЛЕЙ

Колосов О.С.

г. Москва, НИУ «МЭИ»

kolosovos@mpei.ru

Динамика систем управления угловым положением БПЛА с помощью двигателей-маховиков достаточно давно находит отражение в специальной и учебной литературе [1,2]. Вместе с тем изучение этого вопроса вызывает определенные трудности у студентов, так как в учебном процессе по очевидным причинам нет возможности проводить экспериментальные исследования подобных систем на лабораторных установках. Реально можно изучать отдельные элементы и устройства подобных систем, но «пощупать», как работает такая система целиком в условиях лаборатории нет возможности. Помимо этого исторически так получилось, что с первых математических описаний динамики подобных систем [1] основное внимание сосредоточено на поведении самого объекта управления, а динамика двигателя-маховика обычно остается «за кадром». Это достигается путем определенных упрощений и допущений в математическом описании основного контура управления. При таком подходе у обучающихся теряется физическое восприятие физики работы системы. Они ее не могут только теоретически как следует почувствовать.

Для повышения эффективности процесса изучения динамических свойств системы управления БПЛА с двигателями-маховиками была разработана на кафедре-филиале МОКБ «Марс» методика, использующая исследования на имитационных моделях. Методика включает в себя два четырехчасовых занятия в компьютерном классе с возможностью набирать и исследовать имитационные модели с помощью Matlab (Simulink) либо отечественного аналога такого пакета. На первом занятии изучаются динамические свойства системы «объект управления

– двигатель-маховик» как некоторой двухмассовой системы, на которую воздействуют управляющий момент двигателя-маховика и внешний момент, воздействующий на объект управления. На втором занятии продолжается работа с имитационной моделью первого занятия, которую дооснащают структурной схемой двигателя-маховика и организуют контур обратной связи по углу поворота объекта. Первая половина каждого занятия посвящается рассмотрению теоретических вопросов и отладке имитационных моделей, которые студенты готовят заранее по имеющимся в описаниях структурным схемам моделей. Схемы различаются только по параметрам. Вторая половина занятий – это только моделирование и объяснение получающихся результатов. Таким образом, основное время на занятиях тратится на теоретические вопросы и процесс исследований на имитационных моделях. При моделировании контролируются не только угловая скорость и угол поворота объекта, но и частота вращения ротора двигателя-маховика. В конце второго занятия изучается упрощенная структурная схема управления, рассматриваемая в [1], и сравниваются результаты моделирования с результатами исследований по полной структурной схеме.

Использование подобной методики позволяет исследовать разные варианты реализации контуров и законов управления, а также и комбинированной системы с реактивными двигателями.

Литература

1. *Алексеев К.Б.* Управление космическими летательными аппаратами. 2-е изд., перераб. и доп./ Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
2. *Васильев В.Н.* Системы ориентации космических аппаратов/ В.Н. Васильев. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009.

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫХ РАБОТ ПО КУРСУ «НЕЙРО-НЕЧЕТКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ» В УСЛОВИЯХ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

Косинский М.Ю.

г. Москва, МОКБ «Марс», НИУ «МЭИ»

KosinskyMY@mpei.ru

В докладе рассматривается вопрос адаптации лабораторных работ по курсу «Нейро-нечеткие технологии в задачах управления» в условиях необходимости замещения иностранного программного обеспечения, распространяемого на коммерческой основе.

Курс «Нейро-нечеткие технологии в задачах управления» преподается студентам НИУ «МЭИ», обучающимся по направлению «Управление в технических системах», и посвящен рассмотрению применения математических аппаратов нечеткой логики (НЛ) и искусственных нейронных сетей (ИНС) для решения задач управления техническими объектами, а также для их диагностики.

Для лучшего усвоения материалов курса в его программе предусмотрено выполнение четырех лабораторных работ на темы, соответствующие разделам курса:

1. Применение ИНС в задачах управления и диагностики.
2. Применение генетических алгоритмов в задачах управления и диагностики.
3. Применение НЛ в задачах управления и диагностики.
4. Применение нейро-нечетких систем в задачах управления и диагностики.

До недавнего времени лабораторные работы успешно проводились в пакете прикладных программ MatLab. Преимуществами проведения работ в указанной среде являлось наличие специализированных приложений (Fuzzy Logic Toolbox, Neural Network ToolBox, Optimization Toolbox) с удобным графическим интерфейсом, позволявших сфокусировать работу студентов непосредственно на изучении материалов курса, а не на программировании. При этом в MatLab присутствуют обучающие примеры,

а также подробная документация по каждому из приложений.

Однако в связи с прекращением лицензирования производителем ПО MatLab для применения в российских вузах актуальной стала проблема выбора альтернативного программного обеспечения для проведения лабораторных работ.

При выборе альтернативных программных средств возможны следующие варианты: написание собственного программного средства для проведения лабораторных работ, использование отечественных программных продуктов и использование свободно распространяемого программного обеспечения.

Первый из указанных вариантов требует значительных затрат времени и ресурсов и часто оказывается малоэффективным ввиду наличия уже готовых продуктов.

По результатам обзора существующих программных продуктов решено было выбрать отечественный пакет программ SimInTech, а также свободно распространяемое ПО SciLab.

Сочетание двух видов программных продуктов позволит наилучшим образом учесть их достоинства для каждого из разделов курса, уменьшит затраты времени на освоение студентами непосредственно программного продукта и позволит сконцентрировать их усилия на освоении теоретических материалов преподаваемого курса.

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Марченко М.В., Вовк О.В., Холопова В.А.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
VovkOV@mokb-mars.ru*

Доклад посвящен учебному пособию по обеспечению радиационной стойкости (РС) электронной аппаратуры (ЭА) систем управления (СУ) космических аппаратов (КА).

Учебное пособие разработано для специалистов и студентов, сопро­вождающих создание современных изделий, предназначенных для рабо­ты в полях ионизирующих излучений.

В учебном пособии описаны состав и характеристики ионизирую­щих излучений, кратко описаны механизмы воздействия ионизирующих излучений на аппаратуру различной технологии исполнения полупрово­дниковых элементов и происходящие в них процессы. Описан эффект усиления дозы при низкой интенсивности излучения.

Также в пособии рассматриваются нормативные документы, регла­ментирующие поля ионизирующих излучений, обеспечение стойкости аппаратуры к воздействию ионизирующих излучений.

Поэтому в пособии в том числе обращается внимание на взаимо­действие ионизирующих излучений с экранами и элементами корпусов, представлены принципы проектирования экранов и расчета их защитных свойств, приведены данные о тормозном излучении, создаваемом экранами, систематизированы комплексные вопросы, которые необходимо учи­тывать при конструировании КА, такие как радиационная электризация диэлектриков и др.

В настоящее время достаточно полно разработаны методы оценки стойкости ЭРИ и РЭА к воздействию ионизирующих излучений косми­ческого пространства, которые заключаются в проведении ускоренных испытаний на моделирующих установках протонного и электронного излучений при высоких интенсивностях. Рассмотрены методические подходы и вопросы подтверждения стойкости аппаратуры при воздействии одиночных эффектов ионизирующего излучения космического пространства.

В учебном пособии рассмотрены не только вопросы создания ра­диационно стойкой аппаратуры, но и запатентованные аппаратные спо­собы обеспечения радиационной стойкости изделий, разработанные в МОКБ «Марс».

В разработанном учебном пособии рассмотрено комплексное воз­действие ионизирующих излучений на аппаратуру в реальных условиях функционирования КА, проанализировано изменение параметров раз­личных приборов при этих воздействиях и описаны методы повышения

стойкости, предложенные разными авторами. Также рассмотрена взаимосвязь стойкости ЭРИ при воздействии радиационных эффектов в различных условиях применения аппаратуры.

Систематизация указанных непростых вопросов в разработанном учебном пособии поможет инженерно-техническому составу, преподавателям и студентам уверенно оценивать и решать проблемы, возникающие при создании радиационно стойкой аппаратуры.

БАЗОВАЯ КАФЕДРА МОКБ «МАРС» – ОПЫТ РЕАЛИЗАЦИИ ДУАЛЬНОГО ОБУЧЕНИЯ

Соколов В.Н., Шеломанов Д.А.

г. Москва, МОКБ «Марс»

К 2010 году проблема с омоложением кадрового состава разработчиков в МОКБ «Марс» вышла на первый план. Специалисты, работавшие с советских времен, начали массово уходить на пенсию, а пополнение выпускниками профильных вузов стало недостаточным. Учитывая отрицательный опыт с привлечением практикантов с выпускных курсов вузов, на которых, как правило, студенты уже где-то работали, причем не по специальности, было принято решение о создании выпускающей базовой кафедры при МАИ со специализацией предприятия, реализующей принципы дуального обучения.

В 2010 году МОКБ «Марс» совместно с МАИ (7-й факультет) образовали базовую кафедру 705Б «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов» (специалитет) со специализацией «Системы управления беспилотных летательных аппаратов». МОКБ «Марс», как базовое предприятие, взяло на себя на равных правах с вузом заботу об организации и проведении учебного процесса, наполнении учебно-методических комплексов дисциплин и проведении учебных занятий. По согласованию с руководством МАИ (НИУ) базовая кафедра, как выпускающая, получила возможность начинать спецподготовку студентов уже с первого семестра на территории предприятия. При этом объем аудиторных часов, приходящийся на базовую кафедру 705Б, на первом курсе был запланирован на уровне 8 часов в неделю с посте-

пенным увеличением до 23-х часов на пятом курсе.

Более раннее задействование выпускающей кафедры в учебном процессе породило проблему учета интересов других факультетов и кафедр, обеспечивающих общепрофессиональную, гуманитарную и специальную подготовку. Проблему удалось решить компромиссно, выстраивая по семестрам предметы, читаемые базовой кафедрой, с реализацией желаемой логики преемственности предметов и нарастания требуемых компетенций у студентов по базовой кафедре с учетом параллельного развития учебного процесса по другим кафедрам и факультетам. Указанного компромисса в значительной мере удалось достигнуть, рассматривая состав необходимых предметов (компетенций) и последовательность их задействования в типовом технологическом процессе создания систем управления (СУ) ЛА. В том числе: типовых процессов разработки и изготовления аппаратуры СУ, разработки бортового общесистемного и функционального программного обеспечения, комплексирования СУ в целом и обеспечения наземных и летных испытаний, разработки контрольно-проверочной аппаратуры, различных автоматизированных рабочих мест и стендов для наземной и летной отработки и испытаний СУ и т.д. Кроме того, при распределении учитывалось знание студентами к определенному моменту времени дисциплин математического цикла, физики, механики, электротехники и других предметов общепрофессиональной подготовки.

Одной из основных задач формирования преподавательского коллектива кафедры являлась задача привлечения к учебному процессу штатных высококвалифицированных сотрудников МОКБ «Марс». Согласно учебному плану по пятый курс включительно таких сотрудников требовалось около 25-ти человек. В результате к ведению учебного процесса были привлечены 6 докторов наук, 6 кандидатов наук, 6 аспирантов заочной аспирантуры МОКБ «Марс» и 8 ведущих специалистов предприятия. Помимо собственных специалистов к ведению учебного процесса на базовой кафедре по ряду дисциплин привлекаются высококвалифицированные специалисты из родственных предприятий и вузов. Например, курс «Приборы астронавигации» читает сотрудник Института космических исследований РАН, являющийся непосредственным разработчиком астроприборов, установленных на многих российских КА.

Направления специализации базового предприятия раскрываются студентам как на лекциях по спецдисциплинам, начиная с курса введения

в специальность, и на лабораторных работах, проводимых на стендовой базе предприятия, так и в ходе учебных практик в подразделениях базового предприятия после 2-го, 4-го, 6-го и 8-го семестров. Соответственно: учебная, производственная, производственно-технологическая и эксплуатационная практики.

К окончанию третьего курса кафедрой и базовым предприятием проводится работа по распределению студентов по подразделениям предприятия с учетом личных предпочтений по будущей специализации студента. Производственно-технологическая практика далее проводится индивидуально в конкретном подразделении с выполнением практического задания. Аналогично организуется и следующая практика – эксплуатационная после 4-го курса.

Следует отметить, что за 3-й и 4-й курсы студенты на базовом предприятии «примеряют» на себя конкретные специализации, в том числе со сменой подразделений. По факту уже на 4-м курсе большинство студентов устраивается на работу по контракту в интересующие их подразделения.

В конечном итоге результаты учебно-исследовательской работы студента (УИРС), практик и работы в конкретном подразделении базового предприятия интегрируются в осознание студентом собственной специализации в рамках процесса – создание системы управления ЛА, что является основой для выбора темы дипломного проектирования и последующего развития молодого специалиста.

По наиболее интересным и практически значимым результатам работы студентов по УИРС и в подразделениях базового предприятия кафедра рекомендует оформлять доклады для выступления на всероссийских молодежных научно-технических конференциях, проводимых МАИ, МГТУ и другими вузами, а также ведущими предприятиями аэрокосмической отрасли. Кафедрой совместно с базовым предприятием проводится конкурсный отбор докладов. Победители командировются на конференции базовым предприятием.

К настоящему времени базовой кафедрой осуществлено 7 выпусков молодых специалистов. Кафедра 705Б удостоена Благодарности ректора МАИ (НИУ) за высокую результативность в подготовке выпускников с дипломами с отличием и лучшую успеваемость в вузе.

Литература

1. *Синицын С.В., Соколов В.Н., Попов Б.Н., Сыров А.С.* Особенности подготовки специалистов для разработки бортовых систем управления космическими аппаратами: Преподавание информационных технологий в Российской Федерации. Материалы IX Всероссийской конференции. – Саратов: ООО «Издательский центр “Наука”», 2011. – 172 с.: ил., стр. 96–98.

2. *Голубева Т.С., Синицын С.В., Соколов В.Н.* Особенности освоения IT-курса многоаспектной разработки систем управления БЛА. Материалы 15-й открытой всероссийской конференции «Преподавание информационных технологий в Российской Федерации» (Архангельск, 11–12 мая 2017 г.) – САФУ, 2017, стр. 155–156.

3. *Голубева Т.С., Порешин П.П., Синицын С.В., Соколов В.Н.* Формирование компетенций в области проектирования встроенного программного обеспечения. Материалы 16-й открытой всероссийской конференции «Преподавание информационных технологий в Российской Федерации» (Москва, 14–15 мая 2018 г.) – МГТУ им Баумана, 2018, стр. 147–149.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В КУРСЕ «СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ»

Шатский М.А.

*г. Москва, МОКБ «Марс»
msh@mokb-mars.ru*

В наше время одной из актуальнейших задач является активное освоение космического пространства. Решение этой задачи невозможно без решения задачи подготовки кадров разработчиков космических систем. Благодаря сотрудничеству между Факультетом № 7 МАИ (НИУ) и МОКБ «Марс» в 2010 году была основана кафедра на базе МОКБ «Марс», осуществляющая подготовку специалистов по направлению 24.05.06 «Системы управления летательными аппаратами».

Одним из основных преподаваемых курсов является курс «Системы автоматического управления космическими летательными аппаратами», целью которого является получение студентами общих и специальных сведений о системах автоматического управления космическими летательными аппаратами (САУ КЛА), методах их проектирования. Основная задача, преследуемая в курсе, – дать студентам конкретные знания для проектирования систем управления космическими аппаратами, практические навыки работы с конкретными системами управления КЛА, познакомить с технологией проектирования МОКБ и дать материал для курсового и дипломного проектирования в рамках самостоятельной научно-исследовательской работы.

Современный процесс разработки немислим без использования информационных технологий. Поэтому особое внимание в программе курса уделяется выработке у студентов практических навыков работы на различных этапах разработки и испытаний САУ КЛА с использованием современных информационных технологий. С этой целью в состав курса входит лабораторный практикум из 6 лабораторных работ. Каждая работа предназначена для демонстрации одного из этапов создания бортового программного обеспечения в соответствии с используемой в МОКБ «Марс» технологией. В качестве лабораторной базы используется специально доработанное для учебных целей программное обеспечение, в том числе стенд математического моделирования и специализированные информационные системы, используемые при создании БПО. Работы проводятся на территории предприятия с задействованием внутренней локальной вычислительной сети и общих информационных ресурсов предприятия (серверов и баз данных). С целью обеспечения информационной безопасности доступ к ресурсам ограничен с использованием специально созданных учетных записей. В состав лабораторного практикума входят следующие работы:

1. Исследование динамики работы контура стабилизации КЛА с использованием двигателей-маховиков. Целью работы является получение навыков исследования динамики углового движения КЛА с помощью двигателей-маховиков при различных условиях полета. Анализ влияния изгибных колебаний конструкции. В работе рассматриваются задачи, соответствующие этапам эскизного и рабочего проектирования алгоритмов систем стабилизации КА на примере упрощенного контура.

Задача решается с использованием методов теории управления и математического моделирования, что требует применения специализированного программного обеспечения. Требуемыми характеристиками обладают специализированные математические пакеты Mathwoks Matlab, Scilab с соответствующим набором расширений (например, Simulink Control System и Toolbox). Традиционно именно они и используются для задач исследования динамических систем как при обучении, так и при реальной работе.

2. Анализ работы КА в типовых режимах управления. Целью работы являются формирование навыков моделирования работы САУ КЛА на стенде математического моделирования (СММ), подготовка исходных данных для моделирования, управление работой стенда, анализ результатов. СММ – специально разработанное ПО на ПЭВМ, в котором реализуются полная модель движения объекта управления, а также модели бортовых систем и прототипы бортового программного обеспечения, реализованные в соответствии с ранее разработанными алгоритмами подсистем САУ КА.

3. Анализ цифровой телеметрической информации КА. Целью работы является получение навыков анализа телеметрической информации КА, что является важнейшим этапом отладки и испытаний КА как при наземной отработке, так и при летных испытаниях и эксплуатации. Студенты изучают специальные программные средства получения и обработки ТМИ разработки МОКБ «Марс», включая систему автоматизации испытаний (САИ). Используется ТМИ с испытаний реальной САУ КА на стенде полунатурного моделирования – автоматизированном цифровом комплексе (АЦК). Оценка состояния КА производится с использованием эксплуатационной документации.

4. Разработка алгоритмов САУ КЛА. Целью работы является получение навыков разработки алгоритмов САУ КЛА. Освоение технологии разработки алгоритмов и специального программного обеспечения. Получение навыков анализа исходного кода программ и отладки. При решении таких задач необходимы навыки работы с универсальными интегрированными средами программирования, такими как Visual Studio, Qt и т.п., включая собственно программирование, компиляцию, пошаговую отладку программ и т.д. При реальной работе на этом этапе используется СММ, однако, учитывая сложность освоения и ограниченность времени

лабораторной работы, для ее проведения реализован упрощенный учебный программный комплекс в среде Qt. Это позволяет студентам решать различные задачи по модификации исходного кода как для моделей, так и для бортовых алгоритмов с выполнением пошаговой отладки и адаптации вывода результатов для конкретной задачи.

5. Разработка специального программного обеспечения для анализа телеметрической информации космического аппарата. Целью работы является получение навыков разработки и отладки специализированного ПО обработки ТМИ. Учитывая большое количество бортовых систем КА и достаточно сложную логику их функционирования на Земле, требуется большой объем работы по их контролю и диагностике с использованием ТМИ. Этот процесс необходимо автоматизировать, включая такие задачи, как расшифровка, анализ достоверности, интерполяция недостающих данных, различные расчеты, выдача суждений и оценка характеристик систем. Подобные задачи могут быть решены с использованием типовых математических пакетов (Mathwoks Matlab и Scilab), позволяющих производить операции с файлами и массивами больших объемов. Некоторые типовые задачи и решают студенты в рамках лабораторной работы.

6. 3D-моделирование орбиты и ориентации космического аппарата. Целью работы является получение навыков 3D-моделирования орбиты КА и задания целевой ориентации КА различных типов с учетом разных способов задания систем координат. Главной задачей САУ КА является обеспечение выполнения целевой функции, что во многом связано с обеспечением определенной ориентации КА в некоторой системе координат. В рамках данной работы студенты по словесному описанию назначения КА, типа орбиты и т.д. должны путем задания в специально разработанном приложении параметров орбиты, базовой системы координат и углового положения КА получить 3D-изображение.

Таким образом, сформированный комплекс лабораторных работ позволяет студентам, обучающимся по специальности «Системы управления летательными аппаратами», на практике ознакомиться с процессом разработки БПО БСУ КА и соответствующими информационными технологиями.

**КОМПЛЕКС ЛАБОРАТОРНЫХ РАБОТ ПО КУРСУ
«СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ»
С УЧЕТОМ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ ПРОГРАММНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

Шатский М.А.

г. Москва, МОКБ «Марс»

msh@mokb-mars.ru

Одним из основных преподаваемых курсов в рамках подготовки специалистов по направлению 24.05.06 «Системы управления летательными аппаратами» базовой кафедры 705Б МАИ является курс «Системы автоматического управления космическими летательными аппаратами». Основными задачами курса является получение студентами общих и специальных сведений о системах автоматического управления космическими летательными аппаратами, методах их проектирования.

Учитывая прикладной характер курса, особое внимание в программе курса уделяется выработке у студентов практических навыков работы на различных этапах разработки и испытаний БСУ. При этом делается акцент на использовании современных информационных технологий. С этой целью в состав курса входит лабораторный практикум из 6 лабораторных работ. Каждая работа предназначена для демонстрации одного из этапов создания бортового программного обеспечения в рамках используемой в МОКБ «Марс» технологии. В качестве лабораторной базы используются доработанное для учебных целей специальное программное обеспечение (СПО) собственной разработки МОКБ «Марс», а также системы программирования и математического моделирования общего назначения. Работы проводятся на территории предприятия с задействованием внутренней локальной вычислительной сети и общих информационных ресурсов предприятия (серверов и баз данных).

Наиболее широко используется именно СПО, в том числе стенд математического моделирования и специализированные информационные системы, используемые при создании БПО, такие как система автоматизации испытаний, системы обработки телеметрической информации, кодирова-

ния командно-программной информации, системы контроля ошибок. Эти комплексы СПО разработаны полностью в МОКБ «Марс» либо основаны на открытом ПО с доступным исходным кодом, а потому не требуют импортозамещения. Более острым является вопрос об импортозамещении в другой группе используемого ПО – системах научных расчетов и математического моделирования. Традиционно используемая для этого система Mathworks Matlab обладает столь широкими возможностями, что, как показали исследования, не может быть полностью заменена каким-либо одним отечественным продуктом. Однако в целях проводимых лабораторных работ вполне может быть использован отечественный продукт SimInTech (ООО «ЗВ Сервис»), который можно считать близким по функциональным возможностям к пакету расширения Simulink. Проведенное тестирование показало, что ранее реализованные в пакете Matlab лабораторные работы, посвященные вопросам синтеза и исследования алгоритмов контуров стабилизации космических аппаратов на этапе эскизного проектирования, могут проводиться и с использованием пакета SimInTech.

Таким образом, сформированный комплекс лабораторных работ позволяет студентам, обучающимся по специальности «Системы управления летательными аппаратами», на практике ознакомиться с основными технологиями, использующимися при отработке ПО БСУ КА с использованием ПО отечественной разработки.

V Всероссийская научно-техническая конференция

«Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами»

Программный комитет:

СОКОЛОВ

Владимир Николаевич
д.т.н., научный руководитель
МОКБ «Марс»

ТИТАРЕНКО

Алексей Александрович
д.т.н., заместитель директора
по технологическому развитию
по критической информационной
структуре Госкорпорации «Росатом»

РЕУТОВ

Валерий Генрихович
д.т.н., начальник отдела патентно-
лицензионной работы, сопровождения
РИД и информационного обеспечения
МОКБ «Марс»

КРИВИЛЁВ

Александр Владимирович
д.т.н., профессор РАН,
директор дирекции института № 7
«Робототехнические
и интеллектуальные системы»
МАИ (НИУ)

БЕССОНОВ

Роман Валерьевич
д.т.н., заведующий отделом
оптико-физических исследований
ИКИ РАН

Компьютерная верстка *В.А. Коробейникова*
Корректор Т.В. Анисимова

Подписано в печать 19.10.2022
Гарнитура Times New Roman. Формат 60x84/16
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,6. Тираж 166 экз.
Заказ № 220875

Отпечатано в типографии ООО фирма «Юлис»
392010, г. Тамбов, ул. Монтажников, 9
Тел.: 8 (4752) 756-444
<http://www.yulis.ru>, e-mail: info@yulis.ru