

**Федеральное космическое агентство
Федеральное государственное унитарное предприятие
«Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»**

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

III Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 12-14 октября 2015 г.

Проводится при поддержке
АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

ББК 39.56
УДК 629.7.05(063)
С 40

С 40 Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докладов научно-технической конференции. – М.: МОКБ «Марс», 2015. – 180 с.

Сборник включает материалы участников пленарных 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.

Председатель оргкомитета – генеральный конструктор МОКБ «Марс» д.т.н., профессор А.С. Сыров.

СОДЕРЖАНИЕ

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

Апасов Д.В., Тарасов В.И. Модель колебаний жидкости в баках разгонного блока «Бриз-М» в составе имитационного программного обеспечения	11
Бочаров М.В., Ромадин Ю.А., Соколов В.Н., Сыров А.С. Особенности управления выведением РБ «Бриз-М» зарубежных КА на высокоэллиптические орбиты	12
Вьюницкая Т.Б., Добрынин Д.А., Камальдинова Р.А., Рябогин Н.В., Соколов В.Н., Сосновцев В.В., Сыров А.С., Шатский М.А. Обеспечение прецизионной ориентации космического аппарата «Спектр-Р» («Радиоастрон»)	13
Глумов В.М., Суханов В.М. Гиросtabilизация углового положения малых спутников с упругими панелями солнечных батарей	14
Добрынин Д.А., Иодко Г.С., Рябогин Н.В., Смирнов В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Базовый БКУ для платформы «Навигатор»	16
Добрынин Д.А., Ковалев А.Ю., Лазарев Н.И., Рябогин Н.В., Соколов В.Н., Сыров А.С., Шатский М.А. Парирование БКУ КА нештатных ситуаций при отказах гироскопии и двигателей-маховиков	17
Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Оценивание координат низкочастотных упругих колебаний конструкции малых спутников с солнечными батареями	18
Зубов Н.Е., Ли М.В., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. Терминальное построение орбитальной ориентации космического аппарата.....	20
Косинский М.Ю., Шатский М.А. Использование графических средств при разработке архитектуры бортового программного обеспечения	21
Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Шариткин Ю.Н., Зборошенко В.Н., Новоселов А.С. Формирование требований к БКУ малых, микро- и нано-КА. Оценка возможности создания приборного ряда для БКУ	23
Лобусов Е.С., Фомичев А.В. Исследование алгоритмов БИНС и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата	25
Шариткин Ю.Н. Особенности построения бортовых комплексов управления для космических аппаратов «группового полета».....	27

- Щелькалин М.Ю., Шатский М.А.** Интеграция системы управления проектами Redmine в процесс поддержки разработки бортового программного обеспечения космических аппаратов..... 28
- Филимонов Н.Б.** Физическая теория управления: предистория и перспективы становления. К 25-летию манифеста А.А. Красовского..... 30

Секция 2. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами

- Бакланов Ф.Ю., Морозов В.М.** Об управлении движением квадрокоптера – беспилотного летательного аппарата 32
- Бусурин В.И., Кудрявцев П.С.** Визуальное управление посадкой автономного БПЛА на необорудованную палубу корабля в условиях волнения 33
- Гаммал А.С., Прокопов Б.И., Пучков А.М.** О компенсации неконтролируемого возмущения в канале крена беспилотного летательного аппарата..... 35
- Гохфельд В.Д., Перепелкина С.Ю., Федотов А.А.** Оптимизация движения летательного аппарата по времени в условиях ограничений по скорости и уровню перегрузок 37
- Гребенкин А.В., Гладкая Д.Ю.** Реализация терминального способа автоматического управления продольным движением самолета на посадке 38
- Ефремов А.Ю., Журавлева Н.Г.** Децентрализованное групповое управление беспилотными летательными аппаратами 40
- Лохин В.М., Манько С.В., Диане С.А-К.** Интеллектуальные агенты и мультиагентные робототехнические системы..... 41
- Ляпунов В.В., Сыздыков Е.К., Зайцев А.В., Кислицын Ю.Д., Стефанов В.А.** Современная технология отработки, оценки, контроля и подтверждения ТТХ перспективных УАСП 43
- Малютин Д.М.** Многофункциональная система стабилизации для беспилотного летательного аппарата 45
- Морозов О.О.** К вопросу об организации наземной отработки малогабаритных высокоманевренных БПЛА 47
- Пучков А.М., Сыров А.С., Соловьев А.С., Хлопкин А.В.** Метод двойной адаптации для многорежимного цифроаналогового управления по тангажу беспилотного летательного аппарата в условиях широкой области изменения спектра возмущений 49

Селезнев А.Е. Исследование алгоритмов стабилизации углового положения беспилотного летательного аппарата с двумя управляющими поверхностями	51
Тихонов В.Ю., Филимонов А.Б. Агентные технологии в задачах авиационного поиска целей	53

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

Александров В.С., Васильев А.А., Зуйков В.А. Формализация синтеза газодинамических исполнительных устройств систем управления космическими летательными аппаратами	55
Батуров А.Г., Кислицын Ю.Д., Поляков А.Д., Тер-Саакян А.С. Программно-аппаратные средства для исследования ПЛГСН на комплексах полунатурного моделирования.	57
Васильева Ю.С., Шевцов А.В., Шевцова Е.В., Щербинин В.В. Программный комплекс моделирования функционирования цветной оптической корреляционно-экстремальной системы навигации и наведения ЛА	58
Верховых Н.И., Гохфельд В.Д., Зыкова Л.Г., Михалева Е.П., Якимов В.Л. Вопросы построения интегрированной системы на базе БИНС и астродатчика	60
Витлин Л.В., Лобачев В.И. Система планирования применения и подготовки полетных заданий для объектов 10В, оснащенных изделиями К01 С	61
Власова И.Ю., Игнатов А.В., Карпов Я.Ю., Пятницкий Я.С., Фимускин В.С. Методический подход к синтезу разведывательно-информационного обеспечения высокоточного оружия	63
Галамай А.А., Клинов И.В. Анализ методов калибровки датчиков БИНС в полете	64
Глаголев В.М., Ладонкин А.В. Оптическая система ориентации и навигации	66
Горячев О.В., Ефромеев А.Г. Обеспечение плавности хода бесконтактного моментного исполнительного двигателя на сверхмалых скоростях	68
Горячев А.Ф., Карпов В.С., Сыров А.С., Ульянов В.В., Шелогаев В.Б. Алгоритм управления фотоприемником в астроприборе при вычислительных ограничениях	69

- Горячев О.В., Ломакин А.К.** Разработка электрического привода вертикального канала наведения и стабилизации специального технического объекта на базе малоинерционных двигателей 70
- Дишель В.Д.** Интервальные методы высокоточного гарантированно-достоверного оценивания и идентификации в задачах корректируемой инерциальной навигации в СУ ЛА 71
- Егоров Ю.Г., Попов Е.А.** Калибровка инерциального измерительного блока в условиях неточной выставки основания трехосного динамического стенда 73
- Едгулов М.М.** Сохранение живучести СУЭП вентиляного электродвигателя при отсутствии сигналов датчика положения ротора 74
- Кислицын Ю.Д., Кувшинов В.С., Тер-Саакян А.С.** Особенности синтеза алгоритмов комплексной обработки информации инерциально-спутниковых систем наведения на основе первичной информации 76
- Кислицын Ю.Д., Логвинов И.В.** Способ полунатурного моделирования систем управления ракет класса «воздух-поверхность» с адаптивной системой стабилизации 78
- Кожухов И.В., Кувшинов В.С., Трифонов М.Ю.** Методы полунатурного моделирования средств поражения, оснащенных помехозащищенными приемниками спутниковой навигации 79
- Козлов В.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С.** Перспективные рулевые электроприводы авиационных средств поражения 80
- Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Сыпало К.И.** Концепция автономной интегрированной навигационной системы при доведении космического аппарата на геостационарную орбиту 82
- Конаныхин Е.С., Лазиков Д.В., Хлебников Д.В.** Особенности построения имитаторов фоноцелевой и помеховой обстановки для проведения полунатурного моделирования радиолокационных ГСН 83
- Лихошерст В.В., Распопов В.Я., Шведов А.П.** Резервная бесплатформенная система ориентации с контуром отключения акселерометрической коррекции 85
- Матвеев В.В., Погорелов М.Г., Проскурякова О.С.** Система ориентации беспилотного летательного аппарата с косвенной стабилизацией оптического канала 86

Мельников В.Е., Петрухин В.А. Маятниковая вертикаль для БПЛА	88
Мельников В.Е., Петрухин В.А. Широкодиапазонный кварцевый акселерометр	89
Новиков А.И., Шаповалов А.Б., Воличенко А.Г. Проблемы развития помехоустойчивых инерциально-спутниковых систем навигации беспилотных летательных аппаратов наземного базирования	90
Рябогин Н.В., Соловьев И.В. Метод полетной калибровки четырехканального гироскопического измерителя вектора угловой скорости космического аппарата «Спектр-РГ»	92
Смирнов С.В. Направления развития информационного обеспечения перспективных систем навигации по геофизическим полям	93
Хисматов И.Ф. Геопозиционирование точки наблюдения по информации об азимуте и координатах ориентира в задачах имитационного моделирования авиационных систем наведения	95

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

Акимочкин М.Ю. Разработка программного обеспечения анализа сбоев в ОЗУ, возникающих под влиянием космического излучения	98
Ашарина И.В. Отказоустойчивые решения взаимодействующих целевых задач в системах ИМА	100
Бабина О.И., Фомичев А.В. Программное обеспечение для расчета баллистической информации	102
Бурков А.Ю., Насыров М.Б. Модельно-ориентированная разработка ПО для критических по безопасности встраиваемых систем с применением программного комплекса SCADe от компании Esterel Technologies	104
Галамай А.А., Захарова Е.В. Этапы разработки и отработки программного обеспечения на предприятии АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова»	106
Гришин В.Ю., Лобанов А.В., Сиренко В.Г. Интегрированная модульная авионика: проблемы сбое- и отказоустойчивости	108

- Дорский Р.Ю., Каравай М.Ф.** Концепция интегральной модульной авионики (ИМА-ИМА) и ARINC-651 – магистральный путь для космонавтики?..... 110
- Дорский Р.Ю., Шахов Д.Б.** Об архитектуре универсальных интерфейсных модулей для построения регистровых сетей блоков силовой автоматики космических аппаратов..... 112
- Журавлев А.В., Шашмурын И.В.** Интеграция системы автоматизированного проектирования на этапе обработки в цикл создания СУ РКТ..... 114
- Зелизко Д.И., Уманский А.Б., Сарапулов А.В.** Особенности реализации системы контроля и функциональной защиты малогабаритной ЦВС беспилотного летательного аппарата..... 117
- Жаннер М.Г., Косарев В.А., Майборода С.В.** Канал резервирования бортового вычислителя беспилотного маневренного летательного аппарата 119
- Жаннер М.Г., Косарев В.А., Майборода С.В.** Модуль управления и восстановления резервами бортового вычислителя беспилотного маневренного летательного аппарата 120
- Жаннер М.Г., Константинов С.В., Косарев В.А.** Система управления приводами «ударного» беспилотного маневренного летательного аппарата 122
- Жаннер М.Г., Косарев В.А., Майборода С.В.** Структурная реализация сбое- и отказоустойчивого вычислителя беспилотного маневренного летательного аппарата 124
- Кравчук С.В., Петров А.Б.** Опыт эксплуатации и развитие системы автоматизированного проектирования бортового программного обеспечения 125
- Кузьмин С.А.** Конфигурационное управление в разработке встроенного программного обеспечения БПЛА с учетом требований ГОСТов..... 126
- Тюгашев А.А.** Система интеллектуальной поддержки проектирования и верификации бортового программного обеспечения КА 128
- Ханов В.Х., Чекмарёв С.А., Шахматов А.В.** Архитектура бортового компьютера типа «система на кристалле» для сверхмалого космического аппарата 130

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

Андрянов Л.С. Наземно-экспериментальная отработка – важная составляющая системы обеспечения качества и надежности изделий РКТ	131
Воробьев В.В., Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Морозов О.О., Огурцов А.А. Разработка высокоточного стенда для испытаний информационно-измерительных устройств	133
Гайнутдинов Р.Р., Чермошнецов С.Ф. Обеспечение внутрисистемной электромагнитной совместимости бортового оборудования беспилотных летательных аппаратов	135
Гайнутдинов Р.Р., Чермошнецов С.Ф. Прогнозирование электромагнитной стойкости беспилотных летательных аппаратов к воздействию разрядов молнии	137
Гусева О.В. Информационная поддержка организационного документооборота на разрабатываемом предприятии	139
Жегов Н.А., Жуков П.А., Марченко М.В. Эффективность экранирования бортовых кабелей летательных аппаратов. Сравнение методов исследования	140
Кирша А.В., Чермошнецов С.Ф. Определение входного импеданса системы каналов электропотребления БПЛА для проектирования системы электроснабжения	142
Кислицын Ю.Д., Хисматов И.Ф. Методика экспериментальной оценки оптических характеристик и сертификация тепловизионного имитатора наземной обстановки авиационных систем наведения	144
Перепелкина С.Ю., Федотов А.А., Франк А.В. К вопросу об оценке эффективности восстановления цифровой телеметрической информации	146
Реутов В.Г., Синельников В.В., Шеломанов Д.А. Проблемы импортозамещения в электронном оборудовании долгоживущих космических аппаратов	148
Саурский И.В. О применении некоторых метрик оценки качества при разработке программного обеспечения БПЛА	149
Суздальцев И.В., Чермошнецов С.Ф. Оптимизация размещения бортового электронного оборудования беспилотного летательного аппарата с учетом критерия электромагнитной совместимости	151

Шеломанов Д.А. Идентификация отказов элементов систем стабилизации и ориентации космических аппаратов.....	153
Юрьева А.В. Особенности проведения анализа видов, последствий и критичности отказов для бортовых комплексов управления космическими аппаратами.....	154

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

Голубева Т.С., Цалкова Е.Э. Особенности проведения практик на базовой кафедре «Системы управления летательными аппаратами»	156
Кузьмин С.А., Порешин П.П., Саурский И.В., Сеницын С.В., Форматоров С.О. Инструменты и методы развития навыков коллективной работы студентов базовой кафедры предприятия	157
Кузьмин С.А., Порешин П.П., Саурский И.В., Сеницын С.В. Методические приемы обучения на базовой кафедре разработчиков программного обеспечения для БПЛА в соответствии с требованиями предприятия и отрасли	159
Лебедев С.А., Мельникова О.И. Особенности реализации практико-ориентированных образовательных программ высшего образования в сотрудничестве с ИТ-компаниями и базовыми кафедрами	161
Попов Б.Н., Порешин П.П., Сеницын С.В., Сыров А.С. Базовая кафедра МОКБ «Марс»: цели, задачи и первые итоги	163
Распопов В.Я. Научно-методическое обеспечение курса «Микросистемная авионика»	165
Самхарадзе Т.Г. Перечень рецензируемых журналов ВАК: плюсы и минусы	167
Цалкова Е.Э. Особенности курса «Основы автоматизированного проектирования» на базовых кафедрах предприятий	168

ДОПОЛНЕНИЕ

Аванесов Г.А., Бессонов Р.В. Широкопольные звездные датчики ориентации. История разработки и перспективы развития	170
СПИСОК АВТОРОВ	172

Секция 1

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ И СРЕДСТВАМИ ИХ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

МОДЕЛЬ КОЛЕБАНИЙ ЖИДКОСТИ В БАКАХ РАЗГОННОГО БЛОКА «БРИЗ-М» В СОСТАВЕ ИМИТАЦИОННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Апасов Д.В., Тарасов В.И.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

den_apas@land.ru

Колебания жидкости в топливных баках разгонного блока (РБ) на участке работы маршевого двигателя (МД) существенно влияют на стабилизацию относительно центра масс. Поэтому учет колебаний жидкости в баках важен для разработчиков системы управления (СУ) РБ.

Расчет сил и моментов сил, создаваемых колебаниями жидкости в баках РБ «Бриз-М», производится в соответствии с исходными данными по динамической схеме, присылаемой из КБ «Салют» под каждый планируемый запуск космического аппарата.

Исходная система линейных дифференциальных уравнений возмущенного движения по каждому каналу управления (рыскание, тангаж, крен) включает высокочастотные упругие колебания корпуса изделия. В основном эту линейную модель колебаний жидкости разработчики системы управления движением вокруг центра масс используют в «замороженных» точках.

В имитационном программном обеспечении (ИПО) движения РБ упругие колебания корпуса не учитывались, что позволило существенно упростить исходную систему уравнений. В качестве возмущений жидкости с других моделей ИПО поступают суммарные моменты сил, угловые скорости вращения РБ и углы отклонения приводов МД. Это позволило разработчикам оценить свои

настройки автомата стабилизации при движении РБ на всех этапах от отделения от ракеты-носителя до достижения целевой орбиты.

Заслуживает внимания тот факт, что полная модель движения РБ нелинейная, и попытка включить в нее линейную модель колебаний жидкости удалась.

Модель колебаний жидкости в баках, включенная в состав ИПО движения РБ, позволила более качественно отработать СУ РБ «Бриз-М».

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЫВЕДЕНИЕМ РБ «БРИЗ-М» ЗАРУБЕЖНЫХ КА НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИЕ ОРБИТЫ

Бочаров М.В., Ромадин Ю.А., Сыров А.С., Соколов В.Н.

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

Рассматриваются особенности выведения РБ «Бриз-М» с различными полезными нагрузками на высокоэллиптические (суперсинхронные переходные) орбиты. Особенностью данных орбит является увеличенная до 65–120 тыс. км высота апогея, что обеспечивает определенный выигрыш по массе полезной нагрузки, выводимой на геостационарную орбиту.

Использование данной схемы выведения потребовало доработок СУ РБ в части:

- обеспечения более длительного времени выведения (до ~30 часов);
- учета влияния гравитации Луны и Солнца;
- коррекции работы системы управления бортовыми системами.

Исследования алгоритмов наведения показали, что стандартно используемые в СУ РБ алгоритмы терминального наведения обеспечивают выполнение требований к точности формирования целевых орбит. При этом в некоторых случаях на последнем активном участке проявляется взаимное влияние каналов управления по тан-

гажу и рысканию. Наличие данного эффекта предсказывалось при разработке программно-алгоритмического обеспечения траекторного управления. Меры, которые следует предпринять для устранения или уменьшения влияния данного эффекта, в настоящий момент прорабатываются.

По данной схеме на настоящий момент выведено 5 КА. При этом требования к пускам выполнены полностью.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-Р» (РАДИОАСТРОН)

**Вьюницкая Т.Б., Добрынин Д.А., Камальдинова Р.А., Рябогин Н.В.,
Соколов В.Н., Сосновцев В.В., Сыров А.С., Шатский М.А.**

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

Центральной задачей при построении бортового комплекса управления (БКУ) КА «Спектр-Р» являлась задача обеспечения прецизионной ориентации (погрешность ориентации ВСК относительно 2ЭСК не должна превышать $\pm 1'$, включая случайную нестабильную составляющую погрешности ЗП не более $\pm 18''$, значение стабилизационного отклонения по угловой координате вокруг каждой оси ВСК не более $5''$ на любом интервале времени длительностью 120 с) при реализации научных наблюдений радиотелескопом.

Ограничением для данной задачи являлись:

- располагаемая в РФ приборная база по датчикам и исполнительным органам КА;
- длительность сеансов наблюдения КРТ;
- динамические характеристики КА.

По результатам предварительного моделирования и по согласованию с НПО им. С.А. Лавочкина и АКЦ ФИАН были выбраны:

- гироскопический измеритель КИНД34-020 (ГИВУС) разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова;

- астродатчики (3 шт.) АД-1 разработки МОКБ «Марс»;
- двигатели-маховики КУДМ «Колер-Э» (2 комплекта) разработки НИИ командных приборов, г. Санкт-Петербург.

Основной режим работы БКУ КА «Спектр-Р» для обеспечения сеансов наблюдения КРТ – поддержание трехосной инерциальной ориентации (ИНО) КА относительно заданного полетным заданием программного положения по информации ГИВУС с непрерывной астрокоррекцией уходов ГИВУС. Для обеспечения точности реализуется периодическая калибровка ГИВУС по информации от астродатчиков и союстировка с ГИВУС и КРТ.

По результатам летной эксплуатации БКУ КА «Спектр-Р» обеспечивает наведение КРТ с точностью порядка 0,2", что полностью удовлетворяет требования к проведению научных исследований. При этом точность работы системы стабилизации реализуется на уровне не хуже 1,4" на временных интервалах 1 час.

ГИРОСТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ С УПРУГИМИ ПАНЕЛЯМИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Глумов В.М., Суханов В.М.

г. Москва, Институт проблем управления

им. В.А. Трапезникова РАН

vglum@ipu.ru, suhv@ipu.ru

С позиций механики малые спутники представляют собой твердое тело, снабженное системой управления его угловым и траекторным движениями. Однако обычно используемые для управления ориентацией электромеханические исполнительные органы типа двигателей-маховиков или гироинов требуют наличия связанных с корпусом спутника достаточно больших по площади панелей солнечных батарей. Такой малый спутник, относящийся к классу деформируемых космических аппаратов (ДКА), становится уже сложной механической системой, содержащей упругие элементы и требующей повышенного внимания к известной проблеме

взаимодействия системы управления с упругими колебаниями конструкции [1]. Для ДКА с гиросиловым управлением, обладающим естественным свойством пассивной стабилизации упругих колебаний, нежесткость конструкции также приводит к снижению качества управления, в частности к ухудшению точности ориентации и к увеличению времени регулирования [2].

В данной работе решается задача гиросиловой стабилизации углового положения маломерного ДКА при использовании в качестве базового закона управления гиродинами пропорционально-дифференциального алгоритма. Исследуются особенности динамики применения такого подхода к управлению ориентацией ДКА при наличии «инфранизких» частот упругих колебаний конструкции. Рассматриваются вопросы использования оценок ненаблюдаемых упругих координат в работе подсистемы дополнительной гиросtabilизации слабозатухающих низкочастотных колебаний.

Исследования показали, что процессы демпфирования низкочастотных упругих колебаний средствами базового гиродинного управления оказываются излишне затянутыми. Подобная динамика процессов гиросtabilизации углового положения ДКА является неудовлетворительной, что вызывает необходимость усложнения исходного алгоритма управления. Изложенный в работе путь решения этой задачи заключается в организации подсистемы дополнительной гиросиловой стабилизации упругих колебаний ДКА, использующей оценки упругих координат и, возможно, их производных.

В работе предложена структура системы гиросиловой стабилизации малого упругого спутника, содержащая контур дополнительного управления слабозатухающими низкочастотными колебаниями конструкции. Рассмотрены вопросы оптимизации параметров алгоритма дополнительного управления с учетом изменяющихся частот упругих колебаний. Приведен пример моделирования динамики трехканальной системы гиросtabilизации малого упругого спутника.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 14-08-01091).

Литература

1. Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Об устойчивости релейных систем управления ориентацией деформируемых спутников // Труды 4-го Симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. Сб. Управление в пространстве. Т. 1. М.: Наука, 1973. С. 37–43.
2. Динамика и управление космическими объектами / Научное издание под ред. акад. В.М. Матросова и акад. М.Ф. Решетнева. – Новосибирск: Наука, Сиб. отделение, 1992. – 211 с.

БАЗОВЫЙ БКУ ДЛЯ ПЛАТФОРМЫ «НАВИГАТОР»

**Добрынин Д.А., Иодко Г.С., Рябогин Н.В., Смирнов В.В.,
Соколов В.Н., Сыров А.С.**

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

Разработка БКУ для платформы «Навигатор» началась в конце 2003 г. по ТЗ НПО им. С.А. Лавочкина на базе сложившегося к этому времени технического задела МОКБ «Марс» и его кооперации. При этом ставилась задача создания БКУ с унифицированной аппаратурой, поскольку на базе платформы «Навигатор» проектировались метео-КА «Электро-Л» и КА-радиотелескоп «Спектр-Р» (проект «Радиоастрон»). Пуск данных космических аппаратов был реализован в 2011 году. БКУ успешно прошел этапы летных испытаний.

Полученный опыт проектирования и эксплуатации БКУ был использован при разработке БКУ для последующих КА на базе платформы «Навигатор» («Электро-Л» № 2, № 3, «Спектр-РГ» и «Спектр-УФ»). При этом в значительной степени осуществлялось импортозамещение ЭРИ, в том числе за счет заказных БМК и других элементов микроэлектроники с необходимой радиационной стойкостью. Структура БКУ и подходы к резервированию на этом этапе не изменялись.

Очередной этап развития и совершенствования БКУ разработки МОКБ «Марс» проводится в рамках создания БКУ для КА «Арктика-М». Помимо все большего перехода на российскую ЭКБ, решается задача дальнейшего повышения надежности и живучести БКУ и КА в целом за счет изменения логики использования резервов блоков силовой автоматики. Практически это выливается в отказ от использования классического мажоритара (2 из 3) и к переходу к работе с «холодным» резервом на базе расширенного функционального контроля.

Фактически третий этап развития БКУ платформы «Навигатор» приводит к созданию базового БКУ, который может использоваться для КА различного назначения массой от 1 т и выше. При этом не только в части аппаратуры БКУ, но и в части функционального бортового ПО, в перспективе предлагается серийный выпуск аппаратуры БКУ с минимизацией доработок по аппаратной части и адаптацией БПО БКУ под задачи конкретного КА.

ПАРИРОВАНИЕ БКУ КА НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ ПРИ ОТКАЗАХ ГИРОСКОПИИ И ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

**Добрынин Д.А., Ковалев А.Ю., Лазарев Н.И., Рябогин Н.В.,
Соколов В.Н., Сыров А.С., Шатский М.А.**

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

Статистика эксплуатации российских КА за последние 15 лет показывает, что основные НШС в части БКУ связаны со сбоями и отказами гироскопических измерителей (ГИВУС) и комплексов двигателей-маховиков (КУДМ).

В МОКБ «Марс» накоплен значительный опыт выхода из подобных ситуаций с полным либо частичным восстановлением функций КА.

В докладе представлены результаты годового использования режима стабилизации на астродатчиках (САД) на КА «Экспресс-МД» № 1 после последовательного отказа трех измерительных ка-

налов (ИК) ГИВУС (КИНД 34-020), результаты использования режима астроконтроля ГИВУС в ситуациях ограниченных скачков по ИК по дрейфам.

Отказы КУДМ на КА связи приводили к потере управляемости КА. Для увода этих КА на орбиты захоронения реализовывались режимы стабилизации и выдачи импульсов на газовых двигателях, исходно предназначенных для демпфирования КА после отделения от РБ. Данная возможность была обеспечена за счет коррекции БПО СУ в полете. Технология подобных коррекций (ремонт на орбите) была отработана до пуска КА и является штатной операцией.

Отдельно рассмотрена ситуация частичного восстановления функций КА «Электро-Л» № 1 при отказе КУДМ. При этом осуществлялся переход на режим стабилизации с использованием двигателей стабилизации с минимизацией расхода рабочего тела для увеличения срока последующего существования КА. Одновременно решался вопрос с парированием отказов ИК ГИВУС за счет реализации режимов САД и непрерывного астроконтроля ГИВУС.

Следует отметить, что для последующих КА ГИВУС и КУДМ доработаны с целью повышения надежности. Однако наработанный опыт парирования НШС реализуется в новых версиях БПО СУ (БКУ) и инструкциях по эксплуатации для перспективных КА.

ОЦЕНИВАНИЕ КООРДИНАТ НИЗКОЧАСТОТНЫХ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ С СОЛНЕЧНЫМИ БАТАРЕЯМИ

Ермилов А.С., Ермилова Т.В.

*г. Москва, Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН
yermas@ipu.ru*

В процессе управления ориентацией и прецизионной стабилизации углового положения малых спутников с солнечными батареями (МС) в условиях отсутствия собственного демпфирования упругих колебаний при измерении только углового положения

влияние упругих колебаний, характеризуемых распределенными координатами, негативно сказывается на точности, качестве и длительности процессов ориентации и стабилизации МС. Кроме того, МС имеет активную систему управления ориентацией, что в свою очередь приводит к дополнительному возбуждению. Для решения этой задачи необходимо формировать такое управление, которое использует информацию о состоянии как жестких, так и упругих координат солнечных батарей. Для решения задачи активной компенсации влияния упругих колебаний солнечных батарей необходимо формировать такое управление, которое использует информацию о состоянии как жестких, так и упругих элементов конструкции.

С помощью разработанной авторами модели МС с гиросиловой стабилизацией (ГС), вектор состояния в которой включает в себя угол поворота корпуса МС, вызванного вращением МС как жесткого объекта, и координаты тонов упругих колебаний солнечных батарей, был синтезирован на основе непрерывного фильтра Калмана алгоритм оценивания координат движения МС с ГС и тонов упругих колебаний солнечных батарей. Исследованы точность, сходимости и устойчивость синтезированного совместного алгоритма оценивания координат углового движения МС и тонов упругих колебаний солнечных батарей. Так точность оценивания координат углового движения и тонов в 1–2% от их максимальных значений достигалась за 25–30 секунд как в режиме управления ориентацией, так и при стабилизации. Исследовались вопросы устойчивости алгоритма оценивания при несовпадении математической модели углового движения ДКА ГС и модели, используемой в алгоритме. Рассмотрены вопросы выбора оптимальных параметров алгоритма оценивания с учетом изменяющихся частот упругих колебаний.

Проведенное математическое моделирование подтвердило высокую эффективность применения синтезированного алгоритма совместного оценивания координат углового движения и тонов упругих колебаний солнечных батарей в процессе ориентации и прецизионной стабилизации МС с ГС.

Полученные в реальном времени оценки координат упругих колебаний значительно расширяют возможности применения современных методов и средств для формирования алгоритмов управления ориентацией и стабилизации ДКА с ГС и, в частности, позволяют использовать методы оптимизации и адаптации.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 14-08-01091).

Литература

1. Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Идентификация параметров нестационарной модели деформируемого космического аппарата методами калмановской фильтрации // Труды Всероссийского семинара «Управление движением и навигация летательных аппаратов». Самара: СГАУ им. С.П. Королева, 2012. С. 96–99.

ТЕРМИНАЛЬНОЕ ПОСТРОЕНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Зубов Н.Е., Ли М.В., Микрин Е.А., Рябченко В.Н.

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,

г. Королев, ОАО РКК «Энергия», г. Долгопрудный, МФТИ

Nikolay.Zubov@rsce.ru, leemarat@gmail.com

В работе рассматривается один из способов построения терминальной орбитальной ориентации космического аппарата (КА). Выполнение данного режима при орбитальном полете КА является достаточно частым явлением и характерно для участка сближения космических аппаратов с полярной схемой двигательной установки для выставки КА в орбитальное положение, требуемое для работы целевой аппаратуры, и ряда других задач.

Анализ решений поиска оптимального пространственного разворота КА показывает, что управление может быть построено следующим образом. Сначала идет участок набора угловой скорости, затем движение с выключенными двигателями, на котором угловые скорости вращения КА изменяются только за счет действия гироскопических перекрестных связей, и, наконец, участок торможе-

ния. Если предположить, что угловую скорость КА может набрать и погасить мгновенно (имеется в виду «импульсная» постановка задачи), тогда можно достаточно легко получить в реальном масштабе времени программную траекторию терминальной переориентации. Это является одной из целей настоящей работы.

В работе также показано, каким образом можно решать задачу стабилизации синтезированной программной траектории терминального разворота. Учитывать конечную тягу управляющих ориентацией двигателей в этом случае можно, решая в реальном времени задачу синтеза новой программной траектории и осуществляя переход на эту траекторию в условиях реализации участка торможения на управление стабилизацией заданной ориентации в орбитальной системе координат.

Описываемый в докладе алгоритм основан на аналитическом решении задачи определения программных значений компонент вектора угловой скорости при пространственном развороте космического аппарата в орбитальной системе координат. Данное аналитическое решение получено с применением ранее предложенного авторами метода решения краевой задачи, основанного на идентификации параметров дискретной модели с использованием модального управления и стабилизации как программных значений компонент вектора управления, так и требуемого углового положения космического аппарата.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАФИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПРИ РАЗРАБОТКЕ АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Косинский М.Ю., Шатский М.А.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»
otdel246.mars@mail.ru*

В докладе рассматриваются вопросы повышения эффективности процесса разработки бортового программного обеспечения (БПО) космических аппаратов на этапе проектирования архитектуры.

Традиционная последовательность работ при разработке архитектуры БПО выглядит следующим образом. Составляются перечни реализуемых БПО функций, режимов работы БКУ, парируемых НШС, команд и т.д. Определяется номенклатура подсистем БКУ, и распределяются функции между ними. Далее разрабатывается схема взаимодействия между подсистемами (описание данных, используемых при обмене, и логика этого обмена). Аналогичные действия производятся на уровне подсистем для определения состава программных модулей. В результате создается схема деления БПО.

На каждом этапе разработки архитектуры БПО производится выпуск соответствующей документации: протоколы информационно-логического взаимодействия, различные перечни и др. документы, чаще всего в текстовом или табличном виде, реже в виде схем, например структурных. При этом известно, что для человеческого восприятия более понятным является именно графическое представление информации (особенно в случае сложных многокомпонентных систем). Однако используемые графические средства, с одной стороны, должны быть понятны для всех, т.е. стандартизированы, а с другой – отражать специфику задачи и быть наглядны и удобны, что часто входит в противоречие. Так, например, наиболее часто используемые блок-схемы алгоритмов ЕСПД слабо приспособлены для рассматриваемой задачи.

Альтернативой для рассматриваемой задачи можно считать язык System Modeling Language (SysML), развиваемый в целях разработки, анализа и верификации сложных динамических систем. Язык SysML представляет собой набор из диаграмм различного назначения, объединенных в группы по назначению: структурные, поведенческие (диаграммы деятельности, последовательности, состояния, вариантов использования), диаграммы требований. По результатам анализа стандарта можно сделать вывод о том, что эти диаграммы практически полностью соответствуют по назначению сложившимся этапам разработки архитектуры ПО, хотя и имеют определенные отличия, как, впрочем, и любое новшество. Так, диаграммы состояний и действий могут быть использованы для опи-

сания логики смены режимов работы КА и действий в НШС. Структурные диаграммы – для описания спецификации БПО. Диаграммы последовательности – для описания протоколов взаимодействия подсистем.

Отдельно может быть рассмотрен вопрос о возможности использования диаграмм SysML напрямую для генерации программного кода, однако это требует более глубокой интеграции в процесс разработки, что нежелательно с учетом высокого уровня критичности БПО и отсутствия соответствующих инструментов.

Предложенный подход экспериментально опробован при разработке БПО КА МОКБ «Марс» и показал хорошие результаты.

В целом можно сделать вывод о целесообразности внедрения графического описания на базе UML/SysML в процесс разработки БПО в целях повышения прозрачности архитектуры БПО, что позволит улучшить как процесс разработки, так и эксплуатации БПО.

ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К БКУ МАЛЫХ, МИКРО- И НАНОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ПРИБОРНОГО РЯДА ДЛЯ БКУ

**Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Шариткин Ю.Н.,
Зборошенко В.Н., Новоселов А.С.**

*г. Королев, ЦНИИмаш
vslobanov@tsniimash.ru*

В настоящее время создание малоразмерных – малых, микро- и нанокосмических аппаратов (МКА) является общепризнанным и актуальным направлением развития космической техники. МКА с небольшим сроком активного существования могут применяться для осуществления непродолжительных миссий в целях контроля последствий стихийных бедствий, для мониторинга климата, природной среды, для выполнения ряда фундаментальных научных программ, для отработки нового оборудования и т.п. Применение таких КА может дать существенный экономический эффект.

Малоразмерные космические аппараты становятся все более важным элементом космической деятельности – имеются значительные теоретические и практические наработки в области создания малоразмерных спутников. Такие работы ведутся в Европейском космическом агентстве, странах СНГ, Великобритании, Германии, США, Швеции и других странах. Мировым сообществом уже реализуется ряд космических проектов с использованием малоразмерных КА.

В российской космической отрасли подобные КА пока не получили должного развития, и, как следствие, в настоящее время отсутствуют концепции создания бортовых комплексов управления (БКУ) таких КА, а также требуемые приборы, которые преимущественно определяют облик и основные характеристики БКУ.

В докладе представлены результаты анализа зарубежного и отечественного опыта разработки бортовых комплексов управления для малых, микро- и нанокосмических аппаратов.

Представлен анализ современного уровня отечественных и зарубежных разработок миниатюрных оптико-электронных приборов ориентации, гироскопических приборов и бортовых вычислительных систем для БКУ малых, микро- и нанокосмических аппаратов. Приведены предложения по оптимальному составу БКУ КА данного класса.

Рассмотрены возможности отечественного приборостроения по созданию оптико-электронных приборов ориентации, гироскопических приборов и бортовых вычислительных систем. Проведена оценка возможности предприятий-разработчиков по созданию приборного ряда для БКУ малоразмерных КА, и определены критические элементы отечественной электронной компонентной базы, сдерживающие создание миниатюрных приборов БКУ.

В заключительной части доклада сформулированы основные проблемы создания приборов для БКУ КА данного класса: оптико-электронных, гироскопических приборов и бортовых вычислительных систем и пути их решения.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ БИНС И ОСНОВНЫХ РЕЖИМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Лобусов Е.С., Фомичев А.В.

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

evgeny.lobusov@yandex.ru, a.v.fomichev@bmstu.ru

В условиях широкого внедрения бортовых средств вычислительной техники и информационных технологий все большую актуальность приобретают вопросы исследования и повышения точности бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) и формирование систем управления движением малогабаритных космических аппаратов (МКА).

В этой связи представляет интерес рассмотреть возможную совокупность алгоритмов и измерительных средств, с помощью которых формируются различные режимы функционирования системы управления движением космического аппарата. По этой причине основное внимание в работе уделяется наиболее важным вопросам, обеспечивающим получение надлежащей точности функционирования системы управления движением на базе БИНС.

Фаза управляемого движения МКА состоит, в общем случае, из последовательности отдельных режимов. Данные режимы обеспечивают выполнение ряда важных целевых задач: мониторинг поверхности Земли, передача данных, проведение различного рода исследований (например, магнитного поля Земли) и т.д. В работе рассмотрены некоторые из режимов управляемого движения МКА, относящиеся, в основном, к его режимам ориентации, которые являются наиболее распространенными.

С учетом приведенной совокупности режимов возникает возможный вариант объединения бортовых измерительных средств и алгоритмов обработки для формирования различных версий, в первую очередь, режимов углового управляемого движения, а также получения информации о движении центра масс. Этот вариант объединения реально реализовать в рамках предложенной в работе

схемы алгоритмов бортовой системы управления (ориентацией) МКА, включая и БИНС.

Предложенная схема сформирована, в основном, на базе использования кинематического принципа, предполагающего выделение динамического и кинематического контуров. При этом динамический контур является частью кинематического контура и, считается, не оказывает существенного влияния на его функционирование. При выполнении определенных переключений отдельных частей схемы возникают те или иные режимы управляемого движения, главным образом, режимы ориентации. Следует отметить, что блок кинематики является частью БИНС и играет важную роль.

Основные результаты работы можно сформулировать следующим образом:

1. Предложена достаточно общая структура бесплатформенной системы ориентации и навигации МКА, в рамках которой можно сформировать различные варианты режимов управляемого углового движения и получить информацию о движении центра масс аппарата.

2. Рассмотрено формирование алгоритмов БИНС, на базе которой строится и система управления движением на участках управляемого полета МКА. Для повышения точности БИНС приводятся возможные алгоритмы комплексной обработки информации с использованием бортовых источников информации.

3. Проведено качественное исследование точности алгоритмов интегрирования в кватернионной форме и предложен ряд алгоритмов кинематики углового движения, используемых при построении виртуальной математической платформы БИНС.

4. Приведен подход к исследованию точности алгоритмов кинематики углового движения и контуров коррекции методами математического моделирования с использованием вычислительной среды *Matlab*.

5. Полученные результаты (методы, модели, программно-алгоритмическое обеспечение) могут быть использованы при разработке бесплатформенных систем ориентации и навигации МКА нового поколения, а также при разработке нового и модернизации имеющегося программно-математического обеспечения БИНС.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ГРУППОВОГО ПОЛЕТА»

Шариткин Ю.Н.

*г. Королев, ЦНИИмаш
sharitkin@yandex.ru*

Одним из перспективных направлений освоения околоземного космического пространства является разработка космических систем с использованием принципа «группового полета». Под «групповым полетом» в данном случае подразумевается группа спутников, собранная в космическую систему и выполняющая единую целевую задачу. Построение космической системы с использованием принципа «группового полета» реализуется бортовым комплексом управления (БКУ).

К основным видам космических систем «группового полета» (КСГП) можно отнести:

КС «Трал» – группа спутников, функционирующих на одной орбите и движущихся друг за другом на заданном расстоянии. К космическим системам такого типа можно отнести проекты GRACE, A-train, PRISMA (Tango+Mango);

КС «Кластер» – группа спутников, расположенных на малом расстоянии друг от друга, не превышающем 100 метров, на орбитах, находящихся ниже орбит глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), которая позволяет группе спутников оставаться в качестве кластера. К космическим системам такого типа можно отнести проекты EDSN и Proba-3;

КС «Созвездие» – группа спутников, организованных в орбитальных плоскостях, которые охватывают всю Землю. В каждой орбитальной плоскости содержится необходимое количество спутников, чтобы обеспечить полный охват. К космическим системам такого типа можно отнести проекты GPS, ГЛОНАСС.

Построение космической системы с использованием данного принципа дает ряд преимуществ космической системе:

- адаптация системы к внешним и внутренним изменениям, таким, как отказ одной из систем спутника;
- возможность маневра разлета при появлении на траектории космического мусора;
- модернизация и ремонт космической системы без нарушения ее функционирования.

В формировании КСГП основную роль на себя берет БКУ с рядом доработок. Однако для построения подобных систем необходимо создание ряда новых разработок, таких как системы контроля взаимного положения спутников группы и обобщенной концепции по управлению КСГП.

ИНТЕГРАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ REDMINE В ПРОЦЕСС ПОДДЕРЖКИ РАЗРАБОТКИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Щелькалин М.Ю., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

Schelikal@gmail.com

В докладе рассматриваются некоторые вопросы автоматизации процесса разработки бортового программного обеспечения космических аппаратов (БПО КА). БПО КА, являясь сложным иерархическим программным комплексом, предназначенным для управления большим количеством разнообразной бортовой аппаратуры в различных, в том числе нештатных, условиях, одновременно должно удовлетворять высоким требованиям по надежности. Это существенно увеличивает объем экспериментальной отработки и испытаний и, соответственно, требует широкого применения средств автоматизации, основанных на современных информационных технологиях.

В рамках проводимых в МОКБ «Марс» работ по автоматизации отработки БПО КА была разработана и внедрена система автоматизации испытаний бортового программного обеспечения

(САИ), позволяющая автоматизировать такие задачи, как: хранение информации о программах и методиках испытаний, планирование работ на нескольких стендах, заказ испытаний, сбор и хранение результатов испытаний. При этом была выявлена необходимость учета замечаний, обнаруженных при отработке БПО. Для решения данной задачи в рамках САИ был создан набор модулей собственной разработки, отвечающих за сбор, хранение и обработку замечаний. Использование созданных средств выявило возможные пути расширения функциональных возможностей, такие как использование связей между замечаниями, расширение административных функций (ответственность, контроль за исправлением, формирование различных отчетов и т.д.), а также в целом необходимость повышения гибкости настройки системы.

Параллельно была исследована и другая возможность реализации требуемых функций, а именно использование сторонних программных продуктов. Несмотря на наличие специфики БПО, процесс его разработки имеет много общего с общепринятым процессом разработки любого программного обеспечения, а это означает, что можно попытаться адаптировать какое-либо из большого количества имеющихся средств автоматизации разработки программного обеспечения общего назначения.

По результатам изучения существующих средств было принято решение об использовании системы с открытым программным кодом. В качестве альтернатив были отобраны следующие системы: багтрекер BugZilla, система управления задачами Trac, система управления проектами Redmine. Удовлетворяющей предъявленным требованиям была признана система управления проектами Redmine.

Использование сторонних программных средств в составе системы собственной разработки требует проведения соответствующих работ по настройке клиент-серверной архитектуры ПО, а также доработке стороннего и собственного ПО. Такие работы были успешно проведены, и полученная интегрированная информационная система была опробована в работе и введена в эксплуатацию.

**ФИЗИЧЕСКАЯ ТЕОРИЯ УПРАВЛЕНИЯ:
ПРЕДЫСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ СТАНОВЛЕНИЯ.
К 25-ЛЕТИЮ МАНИФЕСТА А.А. КРАСОВСКОГО**

Филимонов Н.Б.

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

Теория управления является одной из молодых, но самых обширных и продуктивных областей знаний, базовой, фундаментальной основой науки об управлении – науки о принципах построения, методах анализа и синтеза автоматических и автоматизированных систем управления и закономерностях протекающих в них процессах.

Характерной тенденцией развития современной теории управления (СТУ) является процесс ее математизации, т.е. все более широкое и глубокое использование методов и средств математики как универсального инструмента описания и исследования процессов управления. Еще в период становления СТУ один из ее основоположников Р.Е. Калман подчеркивал, что «каждое эффективное средство управления представляет собой некоторый математический результат», а А.А. Красовский отмечал, что «привлечение новых результатов математики к проблемам управления будет продолжаться».

Несмотря на «своеобразный победный марш», все чаще встречается критика чрезмерной математизации СТУ, ее пресыщенности сложными математическими выкладками. Высокий уровень абстракции, свойственный используемому математическому аппарату, делает многие разделы теории труднодоступными для инженеров, порождает тревожную тенденцию – «размывание» ее инженерного фундамента и «выхолащивание» инженерного смысла решаемых задач. Все чаще высказываются опасения, что «триумф» интенсивной математизации приводит к поглощению СТУ математикой – превращению ее в специальный раздел математики, а не

инженерной дисциплины. В результате состояние СТУ считается неудовлетворительным и даже критическим.

Реальный и, возможно, единственный путь преодоления сложившейся кризисной ситуации СТУ основан на переходе от математической к физической научной парадигме управления, обусловленной необходимостью учета как математической стороны, так и физического содержания процессов управления. При этом ключевым должна стать *физикализация* – одно из первых общенаучных методологических направлений в истории науки, предполагающее интеграцию научного знания в виде некоторого синтеза «математической формализованности» и «физической содержательности».

Новым и, пожалуй, единственным выходом из создавшейся кризисной ситуации СТУ является заявленный в 1990 г. А.А. Красовским манифест о создании *физической теории управления*, которая должна базироваться «на фундаменте физических законов, учете ресурсов и приоритетов реального мира». При этом отличие физической теории управления от абстрактно-математической начинается с математических моделей систем и критериев качества процессов управления. Несмотря на актуальность манифеста разработки физической теории управления, он фактически остался без внимания, не вызвал никакой реакции со стороны ни отечественных, ни зарубежных специалистов.

В докладе обсуждаются некоторые аспекты физической теории управления: предыстория и перспективы становления. В частности, обсуждаются такие перспективные направления развития СТУ, наиболее органично отвечающие запросам инженерной практики и прямо соответствующие положениям физической теории управления, как синергетический и полиэдральный подходы к анализу, синтезу и оптимизации процессов управления.

Секция 2

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРНЫМИ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

ОБ УПРАВЛЕНИИ ДВИЖЕНИЕМ КВАДРОКОПТЕРА – БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Бакланов Ф.Ю., Морозов В.М.

г. Москва, НИИ механики МГУ

moroz@imec.msu.ru

Квадрокоптеры – это особый класс летательных аппаратов, классическая конструкция которых представляет собой крестовидную раму, в вершинах которой установлены электродвигатели с жестко закрепленными на их роторах несущими винтами.

В данной работе рассмотрена задача построения алгоритма управления, обеспечивающего движение квадрокоптера по произвольным гладким траекториям в трехмерном пространстве. Особенность данной задачи управления состоит в том, что задавать весь вектор обобщенных координат системы в качестве программного движения невозможно, так как количество управляющих воздействий (четыре) меньше числа обобщенных координат. Кроме того, конструкция квадрокоптера такова, что, например, для осуществления программного движения в горизонтальной плоскости необходимо обеспечить некоторые ненулевые углы крена и тангажа, позволяющие реализовать это движение. Поэтому программное движение квадрокоптера задается четырьмя гладкими функциями времени – положением центра масс и углом курса.

Для построения закона управления использован метод двухуровневого управления, при котором управляющее воздействие формируется в виде суммы программного и позиционного управлений. При этом позиционное управление выбирается таким образом, чтобы, если

возможно, обеспечить асимптотическую устойчивость линейных уравнений в отклонениях от программного движения.

В ходе исследования математической модели квадрокоптера была строго доказана полная управляемость нестационарной линейной системы уравнений в отклонениях от произвольного программного движения, что сделало правомерным применение линейного регулятора с квадратичным критерием качества для обеспечения экспоненциальной устойчивости программного движения. Основным достоинством предлагаемого подхода к построению алгоритма управления является возможность создания на его основе общего численного метода для расчета управляющих воздействий, требуемых для движения по произвольной заданной траектории. Причем для любых гладких входных данных – программных траекторий – алгоритм будет вычислять управление, обеспечивающее асимптотически устойчивое движение, что делает его особенно удобным и эффективным.

ВИЗУАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОСАДКОЙ АВТОНОМНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПАЛУБУ КОРАБЛЯ В УСЛОВИЯХ ВОЛНЕНИЯ

Бусурин В.И., Кудрявцев П.С.

*г. Москва, МАИ
vbusurin@mai.ru*

Для мониторинга акватории в ближайшей зоне плавания корабля широко используются маломасштабные автономные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертикального взлета и посадки, например беспилотные вертолеты или квадрокоптеры.

При этом для управления траекторным движением и позиционированием маломасштабного БПЛА обычно используется бортовая цифровая система, имеющая в своем составе инерциальную подсистему, приемник спутниковой навигации, магнитометр и визуальную подсистему, которая используется как для сбора данных мони-

торинга, так и визуального управления аппаратом. Однако для кораблей, не имеющих оборудованную взлетно-посадочную площадку, применение автономных БПЛА встречает значительные трудности в связи с проблемой организации их «сухой» посадки.

Решение проблемы посадки для автономного БПЛА после выполнения им задания и выхода в заданный район нахождения корабля сводится к решению следующих задач:

- поиску и обнаружению корабля–цели;
- сближению БПЛА с кораблем и выводу аппарата в заданную точку начала посадки;
- управлению процессом посадки на корабль в условиях воздействия волновых и ветровых возмущений.

Решение задачи поиска и обнаружения корабля усложняется тем, что как корабль, так и летательный аппарат с установленной на нем оптической системой являются подвижными объектами, а водная поверхность (фон) представляет собой нестационарное текстурное изображение, которое имеет искажения из-за солнечных бликов. Кроме того, на кадрах видео может находиться несколько кораблей, и тогда возникает дополнительная задача распознавания подходящего для посадки объекта.

После обнаружения нужного объекта БПЛА должен выполнить маневр для выхода в пространственную область, из которой он может осуществить посадку. При этом бортовая система БПЛА должна оценить параметры движения корабля, такие как: скорость движения, курсовой угол, амплитуда и частота бортовой и килевой качки в районе посадочной площадки. Для визуального управления посадкой БПЛА бортовая система должна также автоматически уметь определять дескрипторы посадочной площадки в зоне предполагаемой точки приземления и осуществлять их трекинг в процессе траекторного движения.

Формирование сигнала управления осуществляется путем направления оптической оси камеры на центр посадочной площадки. Углы рассогласования между системами координат камеры и

летательного аппарата служат основанием для формирования задающих воздействий для бортовой системы управления.

Определение задающих углов отклонения предполагает следующую схему. В начальный момент посадки ось камеры приводится в соответствие с осями летательного аппарата и осями бортовой инерциальной системы. Далее в процессе обработки кадров видеопоследовательности ось камеры устанавливается на центр посадочной площадки. Соответственно, вычисляются углы поворота для горизонтальной и вертикальной плоскости, а также осуществляется оценка расстояния до посадочной площадки. После этого система управления на основании рассчитанных задающих воздействий формирует соответствующие сигналы управления. При реализации такого алгоритма предполагается, что задана опорная траектория посадки.

О КОМПЕНСАЦИИ НЕКОНТРОЛИРУЕМОГО ВОЗМУЩЕНИЯ В КАНАЛЕ КРЕНА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Гаммал А.С., Прокопов Б.И., Пучков А.М.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Рассматривается вопрос о построении системы управления креном беспилотного летательного аппарата (ЛА), подверженного неконтролируемым воздействиям, таким как порывы ветра, перекрестные аэродинамические связи между креном и курсом. Эти воздействия могут приводить к неприемлемым отклонениям угла крена от желаемых значений. Задача состоит в том, чтобы уменьшить влияние внешних факторов при недоступности для приборного измерения неконтролируемых возмущений.

Предлагается известную систему стабилизации в канале крена ЛА, содержащую датчики угла крена и угловой скорости, скоростного напора, вычислитель динамических коэффициентов, ПД-регулятор, рулевой привод дополнить обратной связью по оценке неконтролируемого возмущения. Эта оценка формируется путем

математической обработки сигналов, полученных с помощью перечисленных бортовых измерительных средств.

Наиболее опасным неконтролируемым возмущением считается двухполярный периодический сигнал прямоугольной формы с различной амплитудой и частотой. Влияние подобного возмущения на угол крена ЛА будет нейтрализовано, если удастся получить удовлетворительную оценку этого возмущения. Если оценка неточная, то дополнительный сигнал не сможет скомпенсировать влияние возмущения.

Точность оценивания удобно характеризовать временем нарастания T_n , в течение которого оценка возмущения изменяется от нуля до стопроцентного уровня, временем установления T_y по двухпроцентному критерию и величиной энергии P_k компенсационного сигнала, пропорциональной площади, ограниченной переходным процессом оценки возмущения.

Проведено математическое моделирование системы управления креном нестационарного ЛА при неконтролируемом возмущении $w(t)$ (угловое ускорение) следующего вида:

1) меандр $w(t) = A \text{square}(\omega t)$, $A=10$ рад/сек², $\omega = 1$ рад/сек;

2) синусоида $w(t) = A \sin(\omega t)$, $A=10$ рад/сек², $\omega = 1$ рад/сек;

3) единичный прямоугольный импульс

$$w(t) = A[1(t-75) - 1(t-78)], A=10 \text{ рад/сек}^2;$$

4) реализация случайного процесса $w(t)$, сгенерированная (датчиком случайных чисел с равномерным распределением) и сформированная с использованием фильтра с передаточной функцией $W_\phi(s) = A/(10s+1)(5s+1)$, $A_{\min} = -100$ рад/сек², $A_{\max} = 100$ рад/сек², $A \in [A_{\min}; A_{\max}]$, номер реализации $N_{sd} = 31415$, интервал дискретности $S_t = 0,1$ сек.

Анализ результатов моделирования показывает, что предложенный способ компенсации позволяет существенно (на порядок) снизить погрешности по углу крена, вызываемые неконтролируемыми возмущениями.

ОПТИМИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ВРЕМЕНИ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО СКОРОСТИ И УРОВНЮ ПЕРЕГРУЗОК

Гохфельд В.Д., Перепелкина С.Ю., Федотов А.А.

*г. Екатеринбург, АО «НПО автоматики
им. академика Н.А. Семихатова»
avt@npoa.ru*

Исследуется задача о наискорейшем перемещении летательного аппарата (ЛА) в заданное местоположение в условиях наличия ограничений по величине и направлению вектора скорости, а также по уровню допустимых аэродинамических перегрузок. При этом рассматривается модель траекторного движения ЛА в трехмерном пространстве на атмосферном участке под действием силы тяжести, тяги двигателей и аэродинамических сил. Соответствующие соотношения для аэродинамических сил неявным образом задают фазовые ограничения, используемые при построении допустимых траекторий.

Как правило, формирование управления ЛА при решении различных функциональных задач полета (перемещение из одной точки в другую, посадка и пр.) осуществляется в условиях неточного знания атмосферных и аэродинамических параметров. В связи с этим модельные допущения, принятые при расчете оптимального управления, могут привести к существенным ошибкам при его практической реализации.

В докладе предложен комбинированный способ формирования оптимального управления для рассматриваемой модели пространственного движения ЛА. Данный способ позволяет повысить точность управления за счет уточнения по ходу движения параметров программной траектории, в качестве которых для случая кусочно-линейного способа задания управления выступают параметры соответствующих промежуточных узловых точек. Критерий, определяющий условие коррекции параметров программной траектории, рассчитывается по текущему прогнозу положения ЛА на конечный момент времени.

В рамках разработанной программно-математической реализации модели движения проведено статистическое оценивание точностных характеристик соответствующей системы управления ЛА при варьировании начального положения в некоторой области возможных значений в условиях неточного знания атмосферных и аэродинамических параметров. Проанализировано влияние на точность различных практически значимых характеристик, в том числе запаздывания времени расчета и реализации соответствующего управляющего воздействия.

По результатам численного моделирования выработаны рекомендации по использованию предложенного способа решения задачи управления движением ЛА в части шага расчета и величины запаздывания управляющих воздействий. Сделаны оценки вычислительных и временных затрат специализированного вычислительного устройства для практической реализации данной задачи в режиме реального времени.

РЕАЛИЗАЦИЯ ТЕРМИНАЛЬНОГО СПОСОБА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА НА ПОСАДКЕ

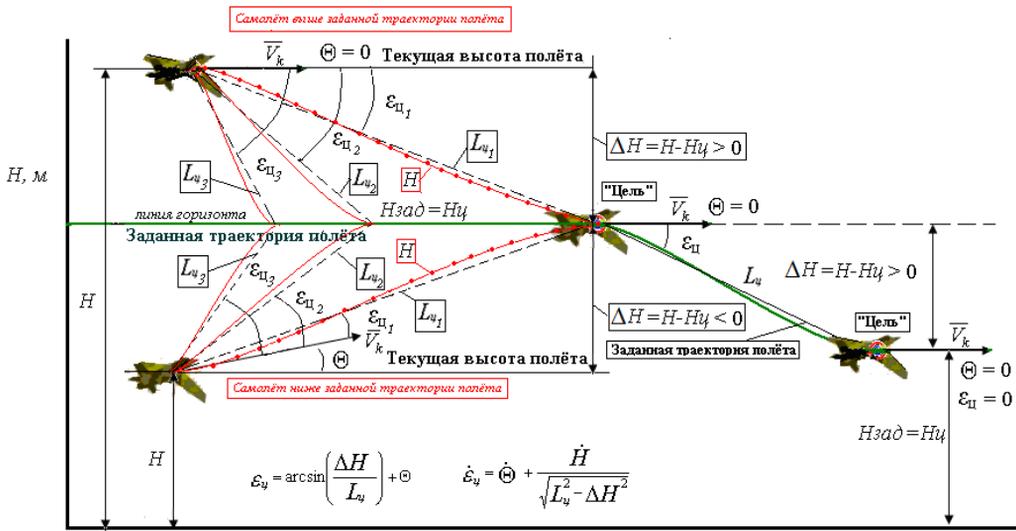
Гребенкин А.В., Гладкая Д.Ю.

*г. Москва, ОАО «Московский институт
электромеханики и автоматики»
grebenkin58@mail.ru*

Управление траекторным движением в вертикальной плоскости может быть реализовано по общему принципу для режимов стабилизации заданной высоты полета, захода на посадку и посадки с выполнением функций захвата глиссады, стабилизации глиссады и выравнивания. В общем случае многорежимное управление выполняется рулем высоты и интерцепторами по общему принципу: наведение вектора траекторной скорости на воображаемую точку («цель»), которая движется на постоянном (заданном) удалении от центра

масс самолета ($L_{Ц}$) по заданной траектории. Основное управление реализуется с помощью руля высоты. На режимах захода на посадку и посадки (захват и стабилизация глиссады, выравнивание) к основному управляющему сигналу на руль высоты добавляется вспомогательный сигнал на секции интерцепторов в режиме непосредственного управления подъемной силой. Вспомогательное управление интерцепторами подключается на посадке в процессе захвата глиссады при условии нахождения самолета выше глиссады ($\Delta H_r \geq 0$) и используется на выравнивании (с высоты начала выравнивания до касания ВПП).

Наведение на «цель» (движение по заданной траектории) обеспечивается минимизацией угла ($\varepsilon_{Ц}$) между вектором траекторной скорости и заданным кратчайшим расстоянием ($L_{Ц}$) до «цели» (см. рис. 1). На рис. 1 показан фрагмент стабилизации заданной высоты полета и снижения на посадке.



$$\sigma_{\text{в}i} = \sigma_{\text{в}i-1} + K_{\varepsilon_{\text{ц}}} \cdot \varepsilon_{\text{ц}} + K_{\dot{\varepsilon}_{\text{ц}}} \cdot \dot{\varepsilon}_{\text{ц}} + K_{\omega_{\text{ц}}} \cdot \omega_{\text{ц}} + K_{\dot{\omega}_{\text{ц}}} \cdot \dot{\omega}_{\text{ц}} - K_{\gamma} \cdot \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}$$

$$\sigma_{\text{инт}i} = \sigma_{\text{инт}i-1} + K_{\varepsilon_{\text{ц}}} \cdot \varepsilon_{\text{ц}} + K_{\dot{\varepsilon}_{\text{ц}}} \cdot \dot{\varepsilon}_{\text{ц}}$$

Рис. 1. Формирование управляющего сигнала на руль высоты ($\sigma_{\text{в}i}$) и интерцепторы ($\sigma_{\text{инт}i}$)

ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННОЕ ГРУППОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Ефремов А.Ю., Журавлева Н.Г.

*г. Москва, Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН*

Коллективное движение является одним из наиболее интересных явлений в природе, такое самоорганизующееся поведение прослеживается, например, в стаях птиц и косяках рыб. Каждый отдельный член стаи имеет небольшое количество поведенческих правил, а поведение группы при этом является довольно сложным. На основании наблюдений за таким поведением Рейнольдс (1987) представил распределенную поведенческую модель координированного движения животных. С тех пор было опубликовано достаточно много работ, посвященных применению и развитию данного подхода для группового управления роботами.

Децентрализованное управление группами роботов является одним из самых перспективных подходов к управлению, в том числе поскольку снимается зависимость от наземной станции управления и центров обработки данных. Поведение отдельного робота должно подчиняться простым правилам для обеспечения координированного поведения группы, и алгоритм управления становится менее ресурсоемким, т.к. использует только локальные данные о ближайших соседях. Также этот метод, в отличие от централизованного, имеет свойство масштабируемости и может применяться для больших роев. Все выше сказанное относится и к группам беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Принято считать, что если группа БПЛА решает достаточно сложную задачу в условиях динамически изменяющейся обстановки, то децентрализованный способ управления обладает рядом существенных преимуществ.

В работе рассматривается задача согласованного движения группы БПЛА к целевой точке при использовании децентрализованного управления. При решении задачи учитываются габариты объ-

ектов, а также ограничения по скорости и ускорению. Движение происходит на плоскости, например полет БПЛА на заданной высоте. Окружающая среда описывается множеством препятствий, также используются виртуальные объекты (целевые точки притяжения, виртуальные указатели).

Метод решения основан на использовании потенциальных полей. Все объекты попарно взаимодействуют друг с другом на основе унифицированных правил. Для определения желаемого вектора скорости конкретного БПЛА используется баланс сил, который определяется силой притяжения к целевой точке, а также силами воздействия других объектов, находящихся в заданном радиусе действия, определяемом, например, дальностью сенсоров. Управление БПЛА осуществляется на основе полученного желаемого вектора скорости с учетом заданных ограничений на скорость и ускорение. Работа алгоритма протестирована с помощью соответствующей математической модели и показала хорошие результаты при движении группы БПЛА в среде с препятствиями. При обходе препятствий группа может разделяться на отдельные части, но потом опять собирается в единое целое.

УДК 519.711

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ АГЕНТЫ И МУЛЬТИАГЕНТНЫЕ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Лохин В.М., Манько С.В., Диане С.А.-К.

г. Москва, МИРЭА

cpd@mirea.ru, kpu-mirea@yandex.ru

Исследованию проблем и разработке технологий создания мультиагентных робототехнических систем (МАРС) во всем мире уделяется приоритетное внимание, а реальные практические результаты, полученные прежде всего в США, ряде стран Европы и Японии, носят опережающий характер.

Даже на уровне поверхностного рассмотрения становится очевидным существование множества альтернативных подходов к построению МАРС. Такое положение вещей требует детального анализа возможных теоретических постановок задач группового управления роботами, а также адекватного выбора как математического аппарата для их решения, так и правильных технических путей для воплощения опытных образцов МАРС различных типов и назначения.

Основой концепции построения МАРС, развиваемой на кафедре «Проблемы управления» МИРЭА, является использование интеллектуальных роботов в качестве автономных агентов, способных обеспечить самостоятельное выполнение требуемых технологических операций или поставленных прикладных задач в реальных условиях, при воздействии различных факторов неопределенности и случайных возмущений внешней среды. При этом считается, что, как показано на рис. 1, мультиагентная система должна включать в свой состав множество интеллектуальных агентов, объединяемых единством целей и функционирующих в едином информационном

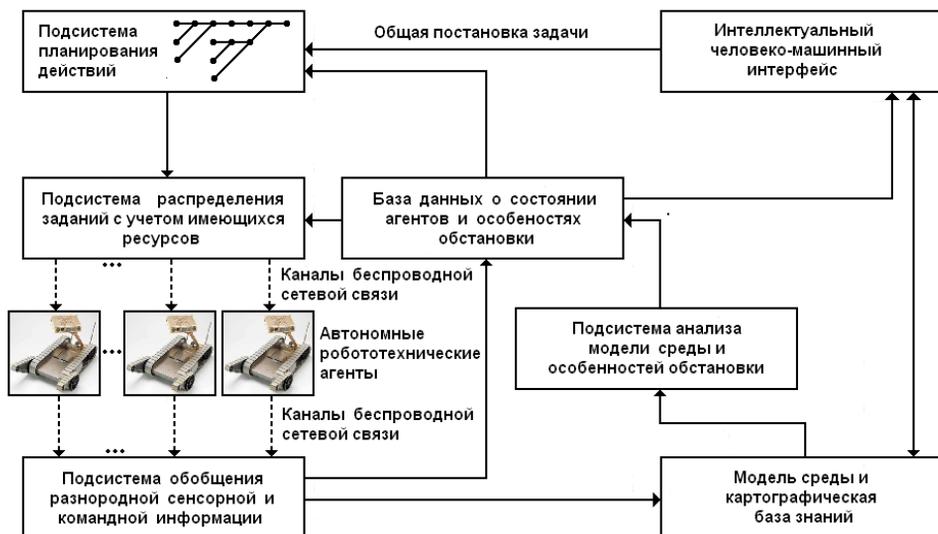


Рис. 1. Обобщенная функциональная структура МАРС

пространстве в соответствии с априорно выбранной архитектурой и схемой взаимодействия на основе единого стандарта команд и форматов передачи данных.

Обобщение опыта, накопленного в МИРЭА в ходе проводимых исследований, позволило не только сформировать, но и апробировать конструктивные подходы к созданию ключевых подсистем МАРС наземного и воздушного базирования

СОВРЕМЕННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ОТРАБОТКИ, ОЦЕНКИ, КОНТРОЛЯ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ТТХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ УАСП

**Ляпунов В.В.¹, Сыздыков Е.К.¹,
Зайцев А.В.², Кислицын Ю.Д.², Стефанов В.А.²**

*г. Дубна, ОАО «ГосМКБ «Радуга»¹,
г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»²*

Одной из наиболее актуальных проблем создания перспективного вооружения ВС РФ является достижение требуемых тактических, технических и эксплуатационных характеристик при существенно ограниченных ресурсах на разработку.

Затраты на испытания разработанных и разрабатываемых УАСП класса «воздух-поверхность» могут составлять до 80% от суммарной стоимости ОКР.

Использование традиционных методов для отработки и испытаний бортовой аппаратуры, оценки, контроля и подтверждения ТТХ новых УАСП с учетом сокращения выделяемых объемов финансирования ведет:

- к низкой достоверности оценок результатов приемочных испытаний новых образцов;
- к увеличению сроков принятия на вооружение и необходимости введения этапа опытно-войсковой эксплуатации;
- к сложности планирования боевого применения с целью достижения гарантированных результатов;
- к увеличению потребных нарядов средств поражения, а в некоторых случаях, возможно, к отказу от их применения.

Это подтверждает актуальность изыскания путей обеспечения достоверности результатов испытаний УАСП при минимальных затратах ресурсов.

При создании высокоточных УАСП в ОАО «ГосМКБ «Радуга» и ФГУП «ГосНИИАС» с участием соразработчиков (ФГУП МОКБ «Марс», ОАО «Раменское ПКБ», АО «ЦНИИАГ») разработана и успешно применяется новая ресурсосберегающая технология оценки и подтверждения ТТХ ракет во всем диапазоне заданных условий применения.

Применение указанной технологии позволяет по результатам ограниченного объема летных испытаний в совокупности с результатами наземной отработки, математического и полунатурного моделирования получить достоверные значения ТТХ ракет во всем диапазоне заданных условий применения, в том числе не воспроизводимых на полигонах при проведении пусков ракет.

Главными компонентами предлагаемой технологии являются:

- математическое моделирование;
- полунатурное моделирование;
- летные исследования на летающей лаборатории;
- экспериментальные исследования на наземной позиции;
- реальные пуски УАСП на полигоне.

Подтверждение выполнения требований ТТЗ ВВС осуществляется по результатам пусков УАСП по программе предварительных летных испытаний и ГИ.

Основные цели реализации технологии:

- минимизация объема летных испытаний УАСП за счет повышения качества наземных испытаний УАСП и их СЧ, а также автономных летных испытаний СЧ на летающих лабораториях на базе самолета типа Су-27;

- максимальное использование возможности замены (без снижения достоверности результатов) физических испытаний математическим моделированием за счет:

- а) создания достоверных математических моделей и постоянной актуализации и верификации их по мере получения новых знаний в результате испытаний;

б) приспособленности программных средств УАСП к включению отдельных программных модулей в состав математических моделей.

Одна из главных мер по снижению количества пусков – применение методов математического и полунатурного моделирования для подтверждения соответствия технических характеристик ракеты требованиям ТТЗ. С этой целью проводятся:

- статистическая оценка ТТХ;
- послеполетное моделирование с целью наиболее полной интерпретации результатов ЛИ и идентификации исследуемых ММ ракеты и ее СЧ;
- вторичная обработка результатов ЛИ,
- полунатурное моделирование на комплексах ПНМ, аттестованных уполномоченной организацией МО РФ (929 ГЛИЦ), для оценки ТТХ в условиях, не воспроизводимых в реальных пусках (по согласованной программе и методике).

В обеспечение математического моделирования в ОАО «ГосМКБ «Радуга», ФГУП «ГосНИИАС», ФГУП МОКБ «Марс», АО «ЦНИИАГ» создана и развивается иерархия математических моделей УАСП и их подсистем, аттестованных по материалам натуральных испытаний и ПНМ бортовой аппаратуры комплексов ВТО и их составных частей.

Разработанная и внедренная технология позволила существенно повысить достоверность испытаний и сократить сроки принятия перспективных УАСП на вооружение.

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Малютин Д.М.

*г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»
malyutindm@yandex.ru*

В существующих информационно-измерительных и управляющих системах (ИИиУС) беспилотных летательных аппаратов (ЛА) для стабилизации оптической аппаратуры и управления ею в про-

странстве применяется управляемый гиросtabilизатор, а выработка параметров ориентации обеспечивается с помощью дополнительной карданной или бескарданной гировертикали. Миниатюрные ГСС для стабилизации оптической аппаратуры производятся зарубежными фирмами и чрезвычайно дороги, требуют высокого уровня технической поддержки и специального разрешения на применение. Разработкой подобных систем активно занимаются такие фирмы и организации, как Honeywell, SYSTRON DONNER, Goodrich Corporation (США); DST CONTROL AB (Швеция); Controp (Израиль); НТЦ «Рисса», ООО «ТеКнол», «Аэрокон», корпорация «Иркут», МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ, научно-производственный конструкторский центр «Новик – XXI век» (г. Москва); ЗАО «ЭНИКС», ГОУ ВПО «Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева» (г. Казань); ФГУП ГНПП «СПЛАВ», КБ приборостроения (г. Тула) [1-4].

Целью работы является разработка отечественной миниатюрной ИИиУС на основе одной ГСС с расширенными функциональными возможностями, обеспечивающей как функцию стабилизации и управления положением оптической аппаратуры в пространстве, так и функцию выработки информационных сигналов об ориентации ЛА в пространстве для последующего использования этих сигналов в системе управления ЛА, что, в свою очередь, обеспечивает уменьшение стоимости ИИиУС, ее массы и габаритов.

Развитие микросистемной техники обуславливает возможность создания такой ГСС на основе микромеханических чувствительных элементов.

Для достижения поставленной цели предложена новая структура построения системы [5], составлено математическое описание работы системы, разработано алгоритмическое и программное обеспечение вычислительных устройств, проведено имитационное моделирование работы системы, доказана высокая точность функционирования системы.

Литература

1. *Малютин Д.М.* Комбинированная двухосная гировертикаль / Авиакосмическое приборостроение, № 3. – Москва. 2005. – С. 6–10.

2. Патент РФ № 2279999. Чистяков Н.В. Способ наблюдения объектов с дистанционно пилотируемого летательного аппарата, дистанционно пилотируемый летательный аппарат и обзорная кадровая система дистанционно пилотируемого летательного аппарата. Опубликовано 20.07.2006, бюл. № 20.

3. <http://www.uav.ru/> Александр Мачихин. OTUS – новое поколение компактных многоканальных систем дистанционного наблюдения.

4. www.cloudcaptech.com.

5. Патент РФ на полезную модель № 120491. М.Д. Малютина, Д.М. Малютин. Двухосный индикаторный гиросtabilизатор. МПК G01C 10/00. Заявл. 23.04.2012. Опубл. 20.09.2012. Бюл. № 26.

К ВОПРОСУ ОБ ОРГАНИЗАЦИИ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ МАЛОГАБАРИТНЫХ ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ БПЛА

Морозов О.О.

г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»

onil8@sau.tsu.tula.ru

Для успешной наземной отработки современных высокоманевренных летательных аппаратов (ЛА), в том числе и беспилотных (БПЛА) необходимо, чтобы испытательным оборудованием реализовывались адекватные натурным нестационарные условия относительного движения (НУОД) БПЛА.

Реализация данной задачи ставит ряд вопросов, не характерных для традиционных процессов аэродинамических испытаний в аэродинамических трубах (АТ), таких как управляемый запуск АТ на заданный стационарный режим или моделирование по программе некоторой последовательности стационарных режимов.

В связи с этим сформулирована постановка задачи управления моделированием НУОД БПЛА в АТ, включающая, во-первых, выбор эффективных принципов управления (по крайней мере, в техническом плане) и, во-вторых, решение вопросов их устойчивой реализации.

Предложены способ и соответствующие ему алгоритм и кинематический механизм управления положением непрофилированных

непроницаемых стенок плоского управляемого геометрического сопла (ПУГС), обеспечивающие непрерывность программного управления соплом при реализации трансзвуковых режимов с обоими знаками производных.

Построена нормализованная форма математической модели управляемой системы (форкамера – ПУГС), включающая критерии подобия реализации нестационарных процессов, в зависимости от динамических и конструктивно-эксплуатационных свойств управляемой АТ, позволяющая обобщить исследования и выявить общие тенденции и закономерности для рассматриваемого класса АТ.

В классе обратных задач динамики синтезирован набор программных управлений исполнительными устройствами АТ, как функций от заданных законов изменения чисел Маха и их производных. С применением элементов теории устойчивости на конечном интервале времени (в смысле Каменкова Г.В.) построены условия устойчивой реализации НУОД ЛА, на основе которых разработаны:

- методика аналитического и численного определения допустимого многообразия НУОД ЛА при различных комбинациях и численных значениях критериев подобия управляемых процессов, позволяющая постановщику испытаний в АТ априори (до эксперимента) оценить принципиальную возможность (невозможность) реализации заданных НУОД ЛА на конкретной установке;

- методика синтеза системы программного управления (СПУ) АТ, ориентированной на воспроизведение наиболее широкого многообразия НУОД ЛА с заданной точностью на конкретном образце АТ;

- аналогичная методика синтеза СПУ АТ, позволяющая с той же целью сформировать вектор потребных конструктивных и эксплуатационных параметров АТ.

Предложена обобщенная распределенная структура СПУ, ориентированная на создание исследовательского цифро-аналого-физического комплекса (ЦАФК) на основе управляемой АТ, с широкими эксплуатационными возможностями.

МЕТОД ДВОЙНОЙ АДАПТАЦИИ ДЛЯ МНОГОРЕЖИМНОГО ЦИФРОАНАЛОГОВОГО УПРАВЛЕНИЯ ПО ТАНГАЖУ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ШИРОКОЙ ОБЛАСТИ ИЗМЕНЕНИЯ СПЕКТРА ВОЗМУЩЕНИЙ

Пучков А.М., Сыров А.С., Соловьев А.С., Хлопкин А.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Проблема высокоточного управления современными и перспективными беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) приобретает все более острый характер в связи со значительным расширением области применения по высоте, скорости полета летательного аппарата (ЛА), а также массы выгоревшего топлива. Эти факторы в целом обуславливают существенное изменение аэродинамических и инерционно-массоцентровочных характеристик (АДХ и ИМЦХ) ЛА, т.е. его существенную нестационарность. Так, эффективность рулей может меняться до 100 раз. К особенностям следует отнести разрывные функции АДХ и ИМЦХ, что усложняет изложенную проблему. Определена экстремальность режимов, таких как возмущающие координатные факторы, например достижение предельных уровней при регламентированных ветровых порывах в сочетании с целенаправленным максимальным уровнем управляющего воздействия, а также критичный набор разбросов параметров: АДХ, ИМЦХ, рулевого привода, системы траекторного управления (СТУ) и угловой стабилизации. Учтены изгибные колебания корпуса ЛА и жесткости проводки управления.

При этом рассматриваются все участки полета БПЛА:

- кабрирование после отхода от самолета-носителя с формированием текущего значения угла тангажа, максимально приближенного к заданному значению, сформированному в СТУ;
- режим маршевого движения на постоянной высоте;
- режим крутого кабрирования;

- достижение в целом в конечный момент времени заданных конечных значений высоты и скорости.

Для решения поставленной задачи за основу приняты следующие критерии:

- максимальное использование рулей;
- при допустимости и возможности автоколебаний их параметры должны быть минимальны и по самим координатам ЛА, и по углу и скорости РП;
- достижение минимальных значений статических ошибок по высоте и скорости в конечный момент времени

Положительный эффект обеспечен следующими решениями:

- двойная адаптация на различных режимах;
- увеличение передаточного числа по рассогласованию на конечном участке;
- избирательность передаточных чисел с приближениями к минимально допустимым на начальных режимах и к максимально допустимым на конечном интервале;
- построение алгоритмов адаптации в функции скоростного напора, соответствующего минимальной массе;
- введение в алгоритм адаптации производной скоростного напора.

Предложенное построение САУ апробировано с использованием математического моделирования и успешно прошло летные испытания. Рассмотренное решение признано изобретением [1].

Литература

1. Патент на изобретение РФ № 2541903 от 16.01.2015. Авторы: Пучков А.М., Селезнев А.Е., Соловьев А.С., Хлопкин А.В.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ СТАБИЛИЗАЦИИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ДВУМЯ УПРАВЛЯЮЩИМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ

Селезнев А.Е.

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

С развитием и совершенствованием современных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) ставятся и новые проблемы разработки систем стабилизации углового положения, обеспечивающих в целом высокое качество и динамичность процессов регулирования. Указанные задачи, в частности, возникают применительно к перспективным БПЛА с нетрадиционной компоновкой и конструкцией. В данном случае были рассмотрены вопросы стабилизации углового положения одного из видов таких БПЛА – БПЛА с двумя горизонтальными стабилизаторами, у которого отсутствует руль направления.

Данное размещение аэродинамических управляющих поверхностей диктует необходимость управления по курсу исключительно через канал управления углом крена. Это обуславливает невозможность прямого (путем отклонения управляющей поверхности) создания управляющего момента рыскания и, как следствие, определяет отсутствие достаточной степени демпфирования движения рыскания. Анализ рассматриваемого класса БПЛА как объекта управления показывает наличие у передаточной функции в канале рыскания двух комплексно-сопряженных полюсов, лежащих близко к мнимой оси, что обуславливает высокую колебательность переходных процессов в боковом канале.

В связи с этим были рассмотрены различные законы стабилизации угла рыскания (законы формирования управляющего сигнала для канала крена) и их влияние на получаемое качество управления. Поскольку в данной работе основное внимание уделялось принципиальным особенностям рассматриваемой схемы, при исследованиях на первом этапе были проанализированы только линейные законы управления на основе сигналов угловой скорости ω_y и угла рыскания

ψ. В основу аналитического рассмотрения указанных вопросов были положены метод D -разбиения и метод корневого годографа [1].

Анализ полученных результатов показал, что при использовании пропорционального закона управления [2] (управляющий сигнал γ_y формируется пропорционально рассогласованию в канале рыскания) добиться удовлетворительного качества процессов регулирования не представляется возможным. Введение в пропорциональный закон звена чистого запаздывания позволило значительно улучшить динамику переходных процессов.

Однако наиболее предпочтительным законом формирования управляющих углов крена для стабилизации угла рыскания современных БПЛА с двухрулевой схемой является закон на основе сигналов рассогласования по углу и угловой скорости (с отрицательным коэффициентом усиления по угловой скорости $\rho_n < 0$) с введением апериодического фильтра с достаточно большой постоянной времени $(0,5 \div 2)$ (с) [3]. Анализ корневых годографов полюсов замкнутой передаточной функции канала курса показал, что снижению колебательности переходных процессов способствует выбор именно отрицательных значений ρ_n , так как при этом комплексно сопряженные полюса передаточной функции, расположенные близко к мнимой оси, при увеличении коэффициента передачи по рассогласованию в канале рыскания начинают двигаться вглубь левой комплексной полуплоскости. Данный закон регулирования, с одной стороны, прост в реализации, а с другой – позволяет существенно снизить колебательность переходных процессов в системе стабилизации.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании современных БПЛА без руля направления.

Эффективность предложенного построения САУ была подтверждена математическим и полунатурным моделированием современных образцов БПЛА. Рассмотренное решение признано изобретением [4].

Литература

1. Удерман Э.Г. Метод корневого годографа в теории автоматических систем. М.: Наука, 1972. 448 с.

2. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом. М.: Наука, 1964. 608 с.

3. Сыров А.С., Пучков А.М., Селезнев А.Е., Глумов В.М. Алгоритмы модернизированного координированного управления беспилотным летательным аппаратом // Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления (16–19 июня 2014 г., Москва, ИПУ РАН). М., 2014. – С. 3407–3416.

4. Патент на изобретение РФ № 2532720 от 10.09.2014 г. «Двухканальное устройство координированного управления».

АГЕНТНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЗАДАЧАХ АВИАЦИОННОГО ПОИСКА ЦЕЛЕЙ

Тихонов В.Ю., Филимонов А.Б.

г. Москва, МИРЭА

filimon_ab@mail.ru

Теория поиска реальных объектов зарождалась в работах Б. Купмана (Koorman В.О., 1946) и к настоящему времени сложилась как самостоятельная научная дисциплина (см. монографии: В.А. Абчук, В.А. Суздаль, 1977; Ф. Морз, 1981; О. Хеллман, 1985). Основной целью поиска является обнаружение сторонних объектов в обследуемом пространстве с определением их характера и местоположения. Объекты поиска могут иметь различную природу и располагаться в разных средах: летательные аппараты, предметы на поверхности Земли, корабли и суда, промысловая рыба и т.д. В теории поиска рассматривается выработка оптимального плана поиска, обеспечивающего обнаружение объекта при минимальных временных или ресурсных затратах.

Современными средствами авиационного поиска являются беспилотные летательные аппараты (БПЛА), причем они оказываются весьма эффективными для реализации процессов группового поиска. При этом способы организации поиска не могут обходиться без автоматизации задач планирования и мониторинга поисковых операций, выполняемых оперативным персоналом. Таким образом, системы поиска должны рассматриваться как особый класс эргатиче-

ских информационно-управляющих систем (ЭИУС). Дистанционное управление БПЛА осуществляется средствами радиосвязи.

Перспективы разработки таких систем неизбежно связаны с необходимостью применения инструментов искусственного интеллекта, причем здесь наибольшие возможности предоставляют теория и технологии мультиагентных систем (МАС).

МАС строится как сообщество агентов, которые могут общаться друг с другом с помощью языка коммуникаций. Ее функциональные задачи разбиваются на типовые подзадачи, выполняемые отдельными агентами, причем посредством локальных взаимодействий агентов реализуется агрегированное поведение системы в целом.

Действительно, БПЛА вследствие ограниченности вычислительных ресурсов бортовых компьютеров могут располагать лишь примитивным бортовым интеллектом. В этих условиях для реализации агентного подхода необходимо использовать интеллект наземной операторской станции: на ее программной платформе создаются индивидуальные агенты-пилоты для каждого БПЛА в составе разведывательной группы, производящей поиск. На первом этапе исследований в области мультиагентных технологий поиска логично придерживаться реактивных моделей поведения агентов, базирующихся на ситуационной методологии описания условий проведения и результатов поиска. Изменение ситуаций (т.е. состояния объектов наблюдения и внешней среды) должно приводить либо к мягкой, либо к кардинальной перестройке поведения МАС. По-видимому, стратегии группового управления поисковой операцией должны основываться на гибком комбинировании двух принципов: стайного поведения и координированного управления. Начальные фазы ситуационных изменений функционирования МАС характеризуются существенными факторами неопределенности. Поэтому здесь логично запускать механизм стайного поведения агентов. Одновременно с этим включается механизм обучения МАС – эмпирического поиска эффективных стратегий координированного управления, благодаря чему МАС будет эволюционировать в направлении более детерминированного поведения своих агентов. В итоге реализуются два важнейших свойства системы – эмерджентность и самоорганизация.

Секция 3

НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ, ПРИБОРЫ, ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА И СРЕДСТВА НАВЕДЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ФОРМАЛИЗАЦИЯ СИНТЕЗА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Александров В.С., Васильев А.А., Зуйков В.А.

г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»

alexander5151@rambler.ru

Рассматриваются вопросы решения информационной задачи формализации поискового конструирования газодинамических исполнительных устройств и агрегатов систем их газоснабжения на основе обобщенных фрагментов структур.

Предложена версия комбинированного структурного синтеза, в которой эвристический способ применяется для поиска схемных решений и неявных элементных структур конструируемых объектов, а формализованный метод – для их эквивалентного преобразования в соответствующие семейства модульных явных структур с помощью математического аппарата пространственной формальной порождающей грамматики: матрицы соединяемых контактов внутренних элементных модулей и вектора соответствия несоединенных контактов модулей и контактов объекта в целом [1].

С целью обеспечения направленного синтеза объектов с определенными функциональными свойствами (ф-свойствами), в частности, отрицательной или положительной обратными связями (ОС и ПС), явные модули односторонних газовых и пружинных двигателей (ОГД и ОПД), газораспределителей (ОГР) и электромеханических преобразователей (ОЭМП) сгруппированы в семейства,

каждому из которых поставлен в соответствие неявный модуль, не имеющий графического изображения и описываемый функциональными признаками (ф-признаками) процессов, протекающих в явных модулях.

Для систематизации синтезированных устройств и агрегатов были введены в рассмотрение обобщенные фрагменты их структур, позволившие получать схемные решения и неявные структуры конструируемых объектов посредством формирования у фрагментов характерных для объектов совокупностей контактов, а также за счет присоединения к фрагментам других элементных и блочных модулей с целью построения более сложных многоэлементных объектов.

Проведенный в работе комбинаторный структурный анализ обобщенных фрагментов позволил выявить определенные закономерности в разрешенных сочетаниях ф-признаков соединяемых штоков клапанных и золотниковых ОГР, ОПД и ОГД, при которых образуются ОС и ПС. Выявленные разрешенные сочетания ф-признаков сохраняются в образуемых на основе фрагментов устройствах и агрегатах, что обеспечивает направленный синтез их явных модульных структур.

Для описания в рамках некоторого схемного решения всех семейств явных модульных структур с одинаковыми ф-свойствами и их структурного синтеза удобно использовать обобщенную структурную модель объекта, которую можно получить, если в матрице соединяемых контактов внутренних модулей указать все ее элементы, описывающие указанные выше разрешенные сочетания ф-признаков соединяемых штоков ОГР и блока ОГД+ОПД.

Литература

1. *Васильев А.А.* Синтез конструктивных схем устройств и агрегатов газодинамических систем управления космическими летательными аппаратами / *А.А. Васильев, В.А. Зуйков* // Международный конкурс научных работ по приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в РФ. Сборник трудов. М.: НИИ радиоэлектроники и лазерной техники, 2012. – С. 253–259.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛГСН НА КОМПЛЕКСАХ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Батуров А.Г., Кислицын Ю.Д., Поляков А.Д., Тер-Саакян А.С.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

poland@gosniias.ru

Исследование ПЛГСН методами полунатурного моделирования играет важную роль в процессе создания и отработки как самой ПЛГСН, так и изделий, для которых она предназначена. Оценка вариантов исполнения, возможность прогнозирования поведения в реальных условиях при проведении фактических экспериментов в лабораторных условиях позволяют значительно повысить экономическую эффективность процесса разработки ПЛГСН.

Создание комплекса полунатурного моделирования – это сложная техническая, технологическая и научная задача. Высокие требования предъявляются к каждой составляющей части комплекса, будь то аппаратное решение или программные средства. Столь же важной задачей является анализ проблем и задач, которые необходимо решить, используя созданные или создаваемые средства, а также создание соответствующих программ и методик.

Несмотря на то, что исследование проводится с применением реальной аппаратуры, всегда необходимо иметь соответствующие математические модели для использования в качестве эталона для сравнения или прогнозирования результатов. Впоследствии уточненные и доработанные математические модели позволят проводить ряд исследований без применения реальной аппаратуры.

Для исследования ПЛГСН был создан комплекс, позволяющий провести широкий спектр работ. В процессе создания были выделены в виде этапов комплексы задач, которые должны были решаться при помощи разрабатываемой позиции.

Комплекс был развернут на базе двух динамических стендов: 3-степенного для обеспечения углового движения корпуса ПЛГСН и 2-степенного для имитации движения цели. ПЛГСН размещена на 3-степенном стенде в узле крепления.

Было разработано новое специализированное программное обеспечение, необходимое для обеспечения управления аппаратурой комплекса, взаимодействия с ПЛГСН и анализа полученных результатов. Созданное программное обеспечение выполнено по модульной схеме. Такой подход позволяет работать в различном аппаратном составе, имитировать аппаратное исполнение ПЛГСН в необходимом объеме и проводить более детальный анализ результатов.

Для имитации целевой обстановки была создана «лазерная имитационная аппаратура». ЛИА позволяет сформировать входной оптический сигнал для ПЛГСН. Управление параметрами оптического сигнала производится средствами, входящими в состав ЛИА, а значения параметров могут быть получены в реальном времени от основного программного обеспечения комплекса.

С учетом выбранной конструктивной схемы позиции разработаны методики проведения экспериментов. Выбраны характеристики входных сигналов с учетом условий применения ПЛГСН.

Анализ результатов экспериментов позволил определить характеристики исследуемого экземпляра изделия в рамках поставленной задачи. Последовательная обработка результатов позволила выявить перспективные направления модернизации изделия.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЦВЕТНОЙ ОПТИЧЕСКОЙ КОРРЕЛЯЦИОННО-ЭКСТРЕМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАВЕДЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Васильева Ю.С.¹, Шевцов А.В.¹, Шевцова Е.В.²,
Щербинин В.В.¹**

г. Москва, АО «ЦНИИАГ»¹, МГТУ им. Н.Э. Баумана²

Современные высокоточные системы управления летательных аппаратов (ЛА) базируются на комплексировании инерциальных навигационных систем с высокоточными системами навигации и наведения. Среди различных видов систем навигации и наведения

корреляционно-экстремальные системы навигации и наведения (КЭСНН), функционирующие по геофизическим полям Земли, обладают определенной совокупностью положительных свойств, а именно: потенциально высокой точностью определения местоположения ЛА в местной системе координат, автономностью функционирования, практически абсолютной помехозащищенностью. Перспективным направлением развития оптических КЭСНН является использование спектральных отражательных характеристик местности для формирования эталонного и текущего изображений. Одной из форм использования таких характеристик является формирование цветных (RGB) изображений. На теоретическом этапе исследований были разработаны методы и алгоритмы функционирования цветной оптической КЭСНН ЛА.

Для практической реализации разработанных теоретически методов и алгоритмов функционирования цветной оптической КЭСНН следует решить следующие научные задачи:

1. Разработка методов учета влияния атмосферы на функционирование цветной оптической КЭСНН ЛА.
2. Разработка алгоритмов функционирования цветной оптической КЭСНН ЛА в условиях воздействия различных помеховых факторов.

Для решения данных научных задач необходимо создать программный комплекс моделирования функционирования цветной оптической КЭСНН ЛА и разработать процедуры проведения натуральных экспериментов для получения экспериментальных данных, необходимых для проведения математического моделирования.

В докладе представлены:

- структура программного комплекса моделирования функционирования цветной оптической КЭСНН ЛА, позволяющего учитывать влияние атмосферы на основе однослойной двухпараметрической модели атмосферы и модели весовых функций стандартного пространства RGB, а также исследовать точностные характеристики цветной оптической КЭСНН ЛА при воздействии различных помеховых факторов;

- процедура проведения натуральных экспериментов для получения экспериментальных данных, необходимых для проведения математического моделирования, базирующаяся на проведение аэросъемки местности и наклонных ориентиров с помощью БПЛА и вертолетов.

Работа выполняется при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 15-07-06928).

ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ БИНС И АСТРОДАТЧИКА

**Верховых Н.И., Гохфельд В.Д., Зыкова Л.Г.,
Михалева Е.П., Якимов В.Л.**

*г. Екатеринбург, АО «НПО автоматики
им. академика Н.А. Семихатова»
avt@npoa.ru*

Инерциальная навигационная система (ИНС) является основой информационно-измерительного комплекса современных и перспективных объектов управления РКТ. ИНС позволяет получать всю совокупность необходимых параметров для управления движением объекта. Сравнительный анализ мирового состояния и направлений развития элементной базы инерциальной навигации свидетельствует о постепенном переходе к бесплатформенным ИНС (БИНС). Перспективу дальнейшего развития БИНС определяют стремление к уменьшению размеров и стоимости вместе с возможностью использования информации от внешних неинерциальных источников информации.

Применение систем навигации на основе БИНС, интегрированных с внешними источниками информации (в частности, астро-визиром), позволяет обеспечить высокую точность системы на длительных интервалах работы и сохранить автономность системы управления. Астровизиромы – оптико-электронные системы (ОЭС) –

являются традиционным и перспективным средством коррекции угловых параметров движения.

В докладе на примере реального оптического прибора рассматриваются возможности проведения астроизмерений (АИ) в условиях жесткого крепления прибора на объекте РКГ.

Актуальность темы связана с проблемами, возникающими при обеспечении необходимой точности визирования в условиях подвижного основания.

Разобрана проблема влияния углового движения управляемого объекта на результаты проведения АИ ОЭС (изменение формы изображения навигационной звезды (НЗ) (смаз), снижение уровня накапливаемого сигнала в отдельном пикселе и т.д.), что приводит к дополнительным погрешностям АИ в определении координат НЗ в условиях шума, а также естественного и искусственного фона.

Проведено моделирование работы ОЭС на подвижном основании с учетом модели объекта и его движения.

По результатам численного моделирования получена приемлемая точность астроизмерений, которая позволяет корректировать параметры углоизмерительного канала БИНС.

Сформулированы рекомендации для повышения эффективности существующих средств астроизмерений.

СИСТЕМА ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ И ПОДГОТОВКИ ПОЛЕТНЫХ ЗАДАНИЙ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ 10В, ОСНАЩЕННЫХ ИЗДЕЛИЯМИ К01 С

Витлин Л.В., Лобачев В.И.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

Platon-555@yandex.ru

Работа проводилась с целью создания системы планирования применения и подготовки полетных заданий объектам 10В, оснащенным изделиями К01 С (шифр «Странник-ПЗ»).

Основными задачами, решаемыми системой планирования, являются:

- Выбор базового направления (курса) атаки, условий и режима полета объектов 10В, обеспечивающего максимальное покрытие элементарных целей зонами разрешенных сбросов изделий К01 С при атаке с ходу или при повторном заходе на цель (максимизация числа обстреливаемых целей в одном заходе). Определение оптимального азимута осуществляется минимизацией «момента инерции» групповой цели относительно прямой проходящей через ее «центр тяжести». Данный подход обеспечивает траекторию атаки вдоль вытянутых групповых целей с максимальным покрытием элементарных целей зонами разрешенных сбросов изделий К01 С.

- Расчет показателей полигонной эффективности изделий К01 С и оптимизация точек прицеливания при поражении элементарных целей в соответствии с единой зонной методикой и методикой, предлагаемой ГосНИИАС (трехмерное представление элементарных целей и объектового состава).

- Распределение объектов 10В и их боекомплектов (изделий К01 С) по элементарным целям (точкам прицеливания) для заданного направления атаки, условий и режима полета объектов 10В, обеспечивающее нанесение максимального ущерба объекту поражения в целом.

- Расчет точек сброса изделий К01 С (циклограммы разгрузки объектов 10В), относос и параметров встречи с целью с учетом зон разрешенных сбросов и условий взаимной безопасности при нанесении удара.

- Расчет ожидаемых показателей эффективности поражения заданных целей в заданное и оптимальное время применения объектов 10В и изделий К01 С на основе прогноза состояния орбитальных группировок ГЛОНАСС / НАВСТАР.

Разработанное СПО «Странник-ПЗ» является экспериментальным образцом специального программного обеспечения комплекса подготовки полетных данных НКПД-10В, доработанным с целью

проверки и обоснования основных методических, алгоритмических, программных и технических решений, а также оценки возможности его использования для планирования и подготовки полетных заданий для объектов 10В с применением изделий К01 С по наземным (морским) целям.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К СИНТЕЗУ РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНО-ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО ОРУЖИЯ

**Власова И.Ю., Игнатов А.В., Карпов Я.Ю.,
Пятницкий Я.С., Фимушкин В.С.**

*г. Тула, АО «КБП»
kbkedr@tula.net*

Рассматриваемый методический подход ориентирован на решение проблемы создания эффективного высокоточного оружия (ВТО), требующего целенаправленного развития теоретических аспектов, обоснования новых разработок интегрированных боевых систем и комплексов ВТО, тщательного анализа условий их применения, оптимизации состава и характеристик вооружения, а также разведывательно-информационного обеспечения (РИО) и процессов функционирования систем оружия на основе объективно выбранного критерия, учитывающего фактор «эффективность-стоимость» при выполнении боевой функции в операции.

Для получения разведывательной информации и обеспечения целеуказания нужны беспилотные средства воздушной разведки с оптико-электронной системой (ОЭС), включающей телевизионный и (или) тепловизионные каналы наблюдения, лазерный целеуказатель-дальномер, автомат сопровождения и систему стабилизации [1]. Они должны быть соединены со средствами наведения ВТО, что позволяет снизить ошибки в процессе передачи информации в режиме реального времени.

Рассматриваемые в докладе математические модели [2] учитывают кроме боевых действий еще и разведывательные, а также

степень совершенства системы управления боем. Они позволяют решать задачи, связанные в процессе развития боевых действий с «ценой информации», то есть со стоимостью выполнения боевой задачи, учитывающей затраты боекомплектов и собственные потери конфликтующих сторон.

Проведенный анализ, основанный на теории стохастических дуэлей [3], показал, что для артиллерийских комплексов ВТО наиболее эффективным средством РИО является беспилотный летательный аппарат, оснащенный спутниковой навигационной системой и стабилизированной ОЭС разведки и целеуказания.

Литература

1. Бабичев В.И., Игнатов А.В., Степаничев И.В. О перспективах развития разведывательно-информационных средств артиллерийского ВТО // Вооружение. Политика. Конверсия. – 2011, № 2. – С. 3–7.

2. Бабичев В.И., Гудков Н.В., Игнатов А.В., Степаничев И.В. Перспективы построения разведывательно-информационных средств артиллерийского высокоточного оружия // Сборник докладов VIII Всероссийской юбилейной научно-технической конференции. Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов. – М: МАИ–ПРИНТ, 2010. – С. 15–21.

3. Модели информационного конфликта средств поиска и обнаружения / Под ред. Ю.Л. Козирацкого. – М.: Радиотехника, 2013. – 232 с.

АНАЛИЗ МЕТОДОВ КАЛИБРОВКИ ДАТЧИКОВ БИНС В ПОЛЕТЕ

Галамай А.А., Клинов И.В.

*г. Екатеринбург, АО «НПО автоматики
им. академика Н.А. Семихатова»
avt@npoa.ru*

Доклад посвящен исследованию методов тарировки датчиков БИНС (ДУС и акселерометров) в полете по информации от высокоточной ИНС. Исследуются подходы к решению данной задачи, опубликованные в работах [1, 2].

Цель исследования – оценить точностные характеристики БИНС, для которой были бы применены исследуемые методы.

В докладе обсуждается:

- общая постановка задач тарировки датчиков БИНС в исследуемых методах;
- подход к исследованию методов;
- результаты исследования методов на числовом материале, характеризующем движение РН «Союз-2».

Подход к исследованию методов тарировки заключается в следующем:

- выполняется N -е количество запусков методов тарировки в определенных, равных условиях;
- в каждом запуске случайным образом генерируются погрешности датчиков БИНС, по которым (в соответствии с математической моделью погрешностей датчиков) искажаются результаты решения задач БИНС (определение ориентации и расчет кажущейся скорости);
- исследуемые методы дают оценки вложенных погрешностей датчиков БИНС в результате тарировки по информации от высокоточной ИНС на совместном участке работы систем;
- по результатам оценок БИНС корректируется и переходит на автономный участок работы;
- для полученных оценок погрешностей датчиков БИНС и результатов решения задач БИНС (скорректированной) на конец автономного участка применяется статистическая обработка по N запускам.

Литература

1. Вдовин М.В., Гохфельд В.Д., Гурьева В.К. Метод векторного согласования БИНС с высокоточной ИНС // Ракетно-космическая техника: научно-технический сборник. – Сер. XI «Системы управления ракетных комплексов». Вып. 1. Екатеринбург, 2011. – С. 71–78.

2. Способ калибровки чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы в полете: пат. 2486472 Рос. Федерация: МПК G 01 C 21/20 / Макаренченко Ф.И. и др.; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦ АП» – № 2012102723/28; заявл. 26.01.12; опубл. 27.06.13.

ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ

Глаголев В.М., Ладонкин А.В.

г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»

glagol15@gmail.com, tlandos@rambler.ru

В работе рассмотрены особенности строения и функционирования оптической системы ориентации и навигации беспилотного летательного аппарата (БПЛА), работающей в видимом диапазоне длин волн.

Для определения параметров ориентации можно использовать катадиоптрическую систему, основу которой составляет оптическая головка (рис. 1).

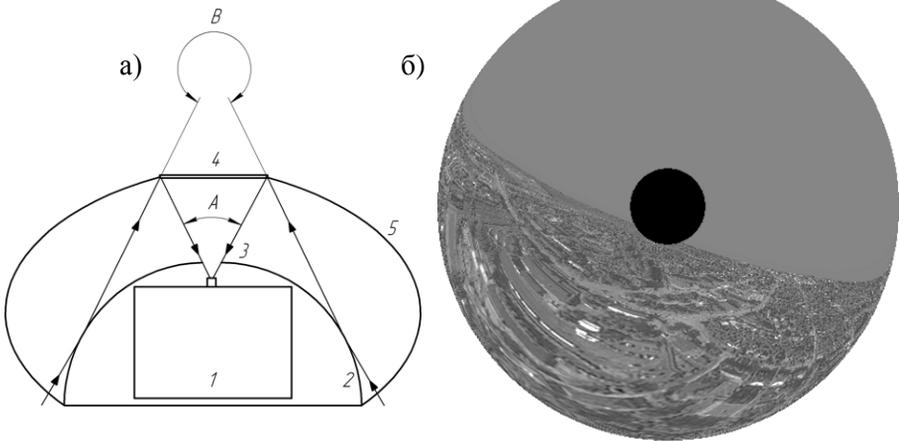


Рис. 1. Конструкция оптической головки (а) и пример получаемого изображения (б):

1 – видеочкамера, 2 – полусферическое зеркало, 3 – отверстие, 4 – плоское зеркало, 5 – светопрозрачный корпус, A – исходный угол обзора, B – результирующий угол обзора

Принцип действия оптической головки основан на двойном отражении лучей света от полусферического и плоского зеркал, что приводит к увеличению угла обзора видеочкамеры до значений,

значительно превышающих 180° . Это позволяет наблюдать в кадре изображения линию горизонта при любых значениях углов тангажа и крена.

На изображениях, получаемых с оптической головки, происходит выделение неба и земли при помощи пороговой фильтрации. Значение пороговой величины определяется на основе гистограммы синей цветовой компоненты обрабатываемого изображения. Затем вычисляются координаты центра яркости неба и соответствующие им углы тангажа и крена.

Вычисление угла рыскания и координат (широты, долготы и высоты) возможно путем привлечения навигационного алгоритма. В процессе полета БПЛА на изображениях, поступающих с оптической головки, происходит поиск контрольных точек с известными координатами и вычисляются угловые расстояния между ними. При наличии достаточного количества таких объектов (более трех) оказывается, что рассчитанным угловым расстояниям и углам тангажа и крена может соответствовать лишь одно положение БПЛА, характеризующееся искомыми углом рыскания, высотой, широтой и долготой. Одновременно с этим на изображениях постоянно происходит выбор новых контрольных точек и расчет их координат (на основании рассчитанных угловых и линейных координат БПЛА).

Погрешность вычисления углов тангажа и крена не превышает 1° (по результатам математического моделирования), угла рыскания – 3° . Погрешность вычисления линейных координат не превышает 10 м.

Таким образом, реализуются алгоритмы вычисления параметров ориентации и навигации БПЛА с помощью катадиоптрической системы.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЛАВНОСТИ ХОДА БЕСКОНТАКТНОГО МОМЕНТНОГО ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА СВЕРХМАЛЫХ СКОРОСТЯХ

Горячев О.В., Ефромеев А.Г.

г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»

age@sau.tsu.tula.ru

Из всех используемых синхронных машин в управляемых системах электропривода наиболее перспективными считаются вентильные. Эти двигатели не являются электрической машиной в традиционном понимании, поскольку их проблематика затрагивает ряд вопросов, связанных с теорией электропривода и систем автоматического управления. Помимо эксплуатационных преимуществ, связанных с отсутствием щеточно-коллекторного узла, такой тип двигателей позволяет строить безредукторные схемы, что исключает люфт и другие негативные факторы, обусловленные несовершенством конструкции редуктора. Характеристики привода с вентильным двигателем определяются во многом используемыми алгоритмами управления и коммутации.

На высоких скоростях непостоянство момента двигателя демпфируется инерционностью нагрузки, а момент сопротивления имеет предсказуемый вид. Однако обеспечение высокой плавности хода таких систем на малых и сверхмалых скоростях затруднительно из-за следующих факторов:

- существенного влияния момента трения покоя;
- зависимости момента трения от текущего углового положения ротора, температуры, времени простоя, приработки и т.д.;
- пульсации создаваемого двигателем момента вследствие особенностей конструкции ротора и влияния алгоритма коммутации.

В докладе представлен алгоритм управления бесконтактным моментным двигателем, позволяющий компенсировать негативные факторы и обеспечить плавность хода при малых и сверхмалых скоростях вращения.

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ФОТОПРИЕМНИКОМ В АСТРОПРИБОРЕ ПРИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ОГРАНИЧЕНИЯХ

**Горячев А.Ф., Карпов В.С., Сыров А.С.,
Ульянов В.В., Шелогаев В.Б.**

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

Задача определения ориентации космического аппарата (КА) в пространстве является актуальной задачей. Для ее решения широко используются астроприборы (АП) различного типа. Работа АП включает в себя управление фотоприемником, обработку видеоизображения, идентификацию звезд и их сравнение по записанному в память звездному каталогу. В докладе рассматривается реализация управления прибором с зарядовой связью (ПЗС) на примере модифицированного астроприбора АД-1. Управление ПЗС-матрицей имеет особенности, в силу которых его реализация целесообразна на отдельной программируемой логической интегральной микросхеме (ПЛИС). Для сокращения времени считывания информации с матрицы было введено два основных режима ее работы в составе с ПЛИС: поиск и измерение.

В обоих режимах ПЗС-матрица работает схожим образом, отличаются лишь считываемые области матрицы.

В режиме поиска осуществляется быстрое считывание всей рабочей области матрицы методом бинирования ее строк и выдача координат зон энергетических превышений (изображений звезд).

В режиме измерения осуществляется считывание зон энергетических превышений на матрице, полученных от процессора по данным из режима поиска. В этом режиме осуществляется выдача информации о формах и яркости каждого изображения звезды.

Представленный алгоритм управления ПЗС-матрицей является малой частью большой работы, позволившей реализовать АП на отечественной радиационнотойстойкой элементной базе, пригодный для использования на современных научных КА.

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА ВЕРТИКАЛЬНОГО КАНАЛА НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ СПЕЦИАЛЬНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА НА БАЗЕ МАЛОИНЕРЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Горячев О.В., Ломакин А.К.

г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»

olevgor@rambler.ru, hostel209@yandex.ru

Современный уровень развития микроэлектроники и силовых электронных элементов позволил значительно улучшить характеристики существующих электроприводов и создать новые виды. В результате электроприводы могут быть использованы в тех областях, где ранее не было альтернативы гидроприводу. Это связано в первую очередь с тем, что электропривод обладает большей надежностью и экономической эффективностью по сравнению с гидроприводом.

Первый этап разработки привода – расчет механической мощности потребляемой объектом управления. Для расчета механической мощности необходимо получить зависимость осевой силы, действующей на шток привода вертикального канала наведения поступательного действия, от суммарного момента нагрузки. Затем из уравнения баланса моментов относительно оси вращения установки получим выражение для максимальной силы нагрузки на шток в зависимости от угла возвышения.

Второй этап – выбор и расчет исполнительных элементов. В качестве преобразователя вращательного движения в поступательное в приводе используется шариковинтовая передача. В качестве исполнительного двигателя используется пакет из шести электродвигателей постоянного тока 3 ДБМ 185-25-0,35-3.

Следующий этап – составление и отработка математической модели привода и разработка корректирующего устройства. При моделировании работы привода в качестве модели исполнительного элемента используется эквивалентная модель двигателя постоянного тока.

Исходя из результатов моделирования системы, можно сделать вывод о необходимости использования корректирующего устройства. В данном случае следует использовать адаптивный (например, нейро-нечеткий) алгоритм управления ввиду изменения параметров системы во времени.

Литература

1. *Лакота Н.А.* Основы проектирования следящих систем. М.: «Машиностроение», 1978. 391 с.
2. *Самсонович С.Л.* Основы конструирования электрических, пневматических, гидравлических исполнительных механизмов приводов летательных аппаратов: Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2002. 244 с.

ИНТЕРВАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ВЫСОКОТОЧНОГО ГАРАНТИРОВАННО-ДОСТОВЕРНОГО ОЦЕНИВАНИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИИ В ЗАДАЧАХ КОРРЕКТИРУЕМОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Дишель В.Д.

*г. Москва, ФГУП ННЦАП
vddishel@list.ru*

Доклад посвящен теоретико-практическим аспектам создания интегрированных инерциально-астропутниковых СУ космическими средствами выведения. Эти объекты как объекты управления отличает высокая чувствительность контуров наведения к качеству, особенно к достоверности, поступающей в них навигационной информации. Обусловливается это свойством необратимости процессов управления объектами.

С теоретической точки зрения данная задача относится к задаче корректируемой инерциальной навигации, рассматриваемой как составная часть общей задачи управления по неполной информации. Коррекция выходных данных инерциальной системы – координат, компонент скорости, параметров модели погрешности инерциальных измерений – осуществляется по измерениям внеш-

нетраекторных систем (ВТ-систем). Примерами ВТ-систем служат аппаратура спутниковой навигации, астродатчики и др.

Особенность данной задачи оценивания обуславливается предположением, что на выходе ВТ-систем возможны измерения с произвольными по структуре, градиентам, величине ошибками, функции плотности распределения которых неизвестны.

Предлагается новая модель погрешностей ВТ-измерений. В отличие от моделей в классической и минимаксной постановке, где ограничивается тип ошибок, в данной модели допускаются ошибки любых типов. Классифицируются они по признаку того, приемлемым или, напротив, неприемлемым для выработки сигналов управления оказывается измерение, искажаемое той или иной ошибкой. Ограничения накладываются лишь на объем ВТ-измерений неприемлемого типа. Задаются они через введение понятия минимально-гарантированного участия ВТ-систем в выработке управления.

Предложен новый подход к обработке ВТ-измерений. Строится он на концепции соединения метода динамической фильтрации с интервальным принципом формирования оценки, причем так, что увеличение периодичности обновления оценок не приводит к дополнительным погрешностям выполнения целевых задач управления.

Впервые сформулировано понятие гарантированно-достоверного оценивания. Под ним понимается оценивание, при котором ни одно из участвующих в выработке управления обновляемых навигационных решений не ухудшает имеющееся решение, даже когда значительная часть ВТ-измерений сопровождается, как в принятой модели, произвольными по типу, не ограниченными по величинам и градиентам ошибками.

Предложена новая модификация динамического фильтра. Суть ее во введении в уравнения динамики оцениваемого вектора дельта-функции Дирака как множителя перед взвешенной невязкой функционалов измерений. Разработана стратегия проведения сеансов ВТ-измерений, их обработки и введения результатов в траекторию. Стратегия обеспечивает поступление обновляемых оценок в такие

моменты и интервальностью, при которых достигается минимум инструментальной погрешности выполнения целей управления. Достигается это решением ряда оптимизационных задач, находящихся на стыке методов обработки и управления. Потребность в «стыковке» является следствием нарушения теоремы разделения, происходящего вследствие введения интервальности.

Обсуждаются результаты более тридцати состоявшихся миссий выведения, в которых разгонные блоки – «Фрегат», ДМ-SLB, ДМ03, оснащенные инерциально-спутниковыми СУ на основе созданного теоретико-методического и аппаратного задела, обеспечили высокоточное выведение на требуемые орбиты различных полезных нагрузок.

КАЛИБРОВКА ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА В УСЛОВИЯХ НЕТОЧНОЙ ВЫСТАВКИ ОСНОВАНИЯ ТРЕХОСНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО СТЕНДА

Егоров Ю.Г.¹, Попов Е.А.²

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана¹, АО «ЦНИИАГ»²
genaloid@yandex.ru*

Калибровка (идентификация) инструментальных погрешностей чувствительных элементов (ЧЭ) инерциальных измерительных блоков (ИИБ) проводится с целью последующей их компенсации и существенного улучшения точности навигационного решения. В настоящий момент калибровка ИИБ является неотъемлемой частью технологического процесса производства бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Как правило, калибровка проводится на высокоточных дорогостоящих стендах. Такое технологическое оборудование предъявляет особые требования к процессу монтажа основания, так как неточности его позиционирования могут быть скомпенсированы юстировочными устройствами в ограниченном диапазоне.

В данной работе предлагается методика калибровки (идентификации) инструментальных погрешностей ЧЭ (блока акселерометров и блока лазерных гироскопов) ИИБ в условиях неточной выставки основания трехосного динамического стенда. Рассматриваемая методика позволяет провести идентификацию всех требуемых параметров ИИБ без потери точности и расширить допуски на углы установки ИИБ на платформу стенда за счет использования нелинейной математической модели показания ЧЭ, включающей инструментальные погрешности стенда, и за счет применения итерационных оптимальных алгоритмов идентификации.

СОХРАНЕНИЕ ЖИВУЧЕСТИ СУЭП ВЕНТИЛЬНОГО ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ ПРИ ОТСУТСТВИИ СИГНАЛОВ ДАТЧИКА ПОЛОЖЕНИЯ РОТОРА

Едгулов М.М.

*г. Томск, АО «НПЦ «Полюс», ЭНИИ ТПУ
edgmar@mail.ru, edgmar@sibmail.com*

Известно, что системы управления вентильными электроприводами требуют наличия в своем составе датчиков положения ротора, сигналы которых используются программным кодом для работы алгоритма управления силовыми ключами инвертора напряжения электродвигателя.

Согласно устройству вентильного электродвигателя и известным алгоритмам управления сигналы датчиков положения ротора, в частности сигналы датчиков Холла, формируют 6 вариантов двоичных трехзначных кодовых слов – « 001 », « 010 », « 011 », « 100 », « 101 », « 110 ». Для конструкции с тремя датчиками Холла (H_a, H_b, H_c) и 120° -м электрическим сдвигом между ними комбинации « 000 », « 111 » являются запрещенными.

Рассмотрим аварийную ситуацию обрыва всех сигнальных линий фаз А, В, С датчиков Холла (рис. 1) Алгоритм повышения живучести работает следующим образом:

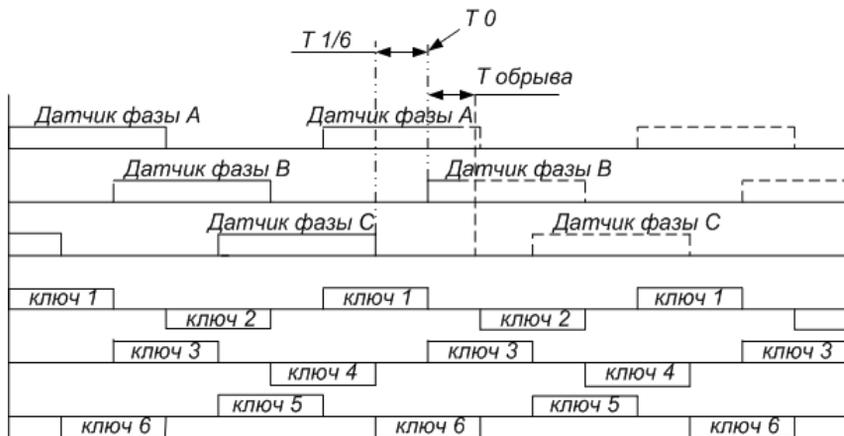


Рис. 1. Временные диаграммы сигналов датчика положения ротора и управления силовым инвертором напряжения электродвигателя

Здесь $T_{1/6}$ – время работы любого из датчиков Холла, эквивалентное 60-ти электрическим градусам поворота ротора и одновременно равно времени между двумя последними фронтами сигналов датчиков; T_0 – время окончания подсчета величины $T_{1/6}$ и начала подсчета величины $T_{обрыва}$; $T_{обрыва}$ – время аварии, которое прошло с момента фиксации последнего фронта импульса любого из датчиков. Дальнейший алгоритм работы заключается в вычислении величины $\Delta T = T_{1/6} - T_{обрыва}$, которая записывается в счетчик обратного времени. При обнулении данного счетчика времени формируются сигналы управления электродвигателем, такие, какие бы были сформированы в случае отсутствия обрыва сигнальных линий датчиков Холла. Смена сигналов управления будет происходить через время $T = T_{1/6}$ согласно кодовой таблице сигналов управления.

Данный способ эффективен при условии $\omega = const, M = const$.

ОСОБЕННОСТИ СИНТЕЗА АЛГОРИТМОВ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НАВЕДЕНИЯ НА ОСНОВЕ ПЕРВИЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Кислицын Ю.Д., Кувшинов В.С., Тер-Саакян А.С.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

vladkuvsh@gosniias.ru

В докладе представлены особенности разработки алгоритмов комплексной обработки информации (КОИ) инерциально-спутниковых систем наведения (ИССН) авиационных средств поражения (АСП) класса «воздух-поверхность» и проверки алгоритмов при проведении полунатурного и математического моделирования.

Одним из перспективных направлений развития систем наведения является создание интегрированных инерциально-спутниковых систем наведения. Основной целью интеграции инерциальной навигационной системы (ИНС) и навигационной аппаратуры потребителя (НАП) спутниковых радионавигационных систем (СРНС) является объединение измерителей в единый комплекс, обладающий более высокими характеристиками точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности.

Структура и состав алгоритмов, а также взаимодействие между аппаратурой определяются исходя из точности входящей в состав комплекса аппаратуры и требуемой помехозащищенности.

В данном докладе представлен алгоритм КОИ ИССН при использовании первичной информации от СРНС в виде псевдодальностей и радиальных скоростей спутников. Измерения для фильтра строятся по разности первичных данных, измеренных НАП СРНС, с одной стороны и вычисленных по координатам АСП в ИНС и по эфемеридам спутника с другой. Преимуществом данной схемы является то, что комплексная система позволяет использовать информацию даже от одного спутника. Указанные достоинства повышают помехозащищенность системы в целом.

Существует множество подходов к синтезу конкретных алгоритмов, фактическое различие которых заключается в выборе вектора состояния оцениваемых компонент и в составе используемых измерений. Если состав измерений определяется в основном выбором схемы интеграции и составом дополнительной аппаратуры, то вектор состояния определяется степенью детализации описания математической модели ИНС. Основным показателем расхождения модели является анализ чувствительности ковариационной матрицы ошибок оценивания.

Одним из эффективных методов исследования детерминированных динамических систем является метод малого параметра. Выделение малого параметра осуществляется путем применения процедуры нормализации уравнений, описывающих исследуемую динамическую модель. В данном докладе представлены возможности применения малого параметра для редукции задачи калмановской фильтрации.

НАП является наиболее информативным источником навигационных данных. Однако существует вероятность отсутствия достоверных измерений от НАП, в том числе при воздействии помех. Соответственно, основной задачей алгоритма комплексирования становится контроль достоверности данных НАП.

Особое внимание в докладе уделяется проведению математического и полунатурного моделирования. Математическое и полунатурное моделирование ИССН позволяет оценить точность определения навигационных параметров и эффективность применения ИССН в условиях маневренного, близкого к реальному, полета АСП, близких к реальным конфигураций спутников СРНС с соответствующими характеристиками погрешностей измерений, электромагнитной обстановки в месте приема спутниковых сигналов, включая помеховые воздействия, а также особенности построения НАП СРНС.

СПОСОБ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ КЛАССА «ВОЗДУХ-ПОВЕРХНОСТЬ» С АДАПТИВНОЙ СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Кислицын Ю.Д., Логвинов И.В.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

poland@gosniias.ru

В процессе полета параметры ракет «воздух-поверхность» в условиях различных факторов меняются в широких диапазонах, и, следовательно, также должны меняться настройки используемых регуляторов.

Системы, автоматически изменяющие значение своих параметров или структуру на основании анализа своего состояния или поведения так, чтобы сохранялось заданное качество работы, называют адаптивными системами.

Распространение получили системы с воспроизведением режимов автоколебаний.

Инструментом проектирования и отработки таких систем являются методы моделирования.

Представляет интерес моделирование с включением элементов реальной бортовой аппаратуры.

В докладе изложен способ полунатурного моделирования системы управления ракеты класса «воздух-поверхность» с системой стабилизации с пробным сигналом.

Описана структура комплекса с применением двух синхронно работающих динамических устройств и их взаимодействие. Сформулированы основные задачи исследования и методика моделирования, позволяющая:

- оценить электрическое и информационное взаимодействия подсистем БСУ;
- провести сравнение различных экспериментальных образцов измерительных устройств;
- оценить параметры полосового фильтра;
- оценить влияние паразитных частот в сигнале отработки.

Рассмотрены виды возмущающих воздействий, программа управления динамическими стендами и последовательность операций при полунатурном моделировании.

МЕТОДЫ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ, ОСНАЩЕННЫХ ПОМЕХОЗАЩИЩЕННЫМИ ПРИЕМНИКАМИ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Кожухов И.В., Кувшинов В.С., Трифонов М.Ю.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

kiv0700@mail.ru

Определены основные научно-технические направления повышения помехозащищенности средств поражения (СП) с инерциально-спутниковой системой наведения, а также методы и средства контроля помехозащищенности перспективных приемников спутниковой навигации.

Проведен анализ средств радиоэлектронного противодействия и их характеристик. Приведен расчет оценки допустимого расстояния от СП, оснащенных приемником спутниковой навигации, до постановщика помех (РЭП), при котором сохраняется работоспособность приемника спутниковой навигации.

Представлена структура комплекса, основными элементами которого являются имитатор спутниковых навигационных сигналов СРНС ГЛОНАСС и имитатор помехового сигнала, расположенные в радиобезэховой камере. Имитаторами, в соответствии с результатами калибровки, создавались сигналы соответствующего уровня для сигналов ГЛОНАСС и преднамеренных помех при различных сценариях стоянки и движения объекта.

Приведены результаты экспериментов некоторых приемников спутниковой навигации.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РУЛЕВЫЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДЫ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ

Козлов В.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С.

*г. Москва, МАИ
stevilen@mail.ru*

В настоящее время идет разработка авиационных средств поражения (АСП). Одной из особенностей новых изделий является широкое использование цифровых магистральных последовательных интерфейсов как для обмена данными между различными компонентами АСП, так и между АСП и носителем. Цифровая техника упрощает эксплуатацию изделия, т.к. развитые алгоритмы самотестирования позволяют на этапах хранения и непосредственно перед подвеской на носитель определить готовность всех систем АСП к выполнению целевой функции.

При создании АСП инженеры стремятся унифицировать не только цифровые интерфейсы, но и различные агрегаты, такие как рулевые приводы. Для большинства тактических АСП разрабатываются электрические рулевые приводы, в которых используются коллекторные или бесколлекторные электродвигатели постоянного тока, потенциометрические датчики положения, зубчатые цилиндрические и/или шариковинтовые механические передачи. При этом для разных изделий отличается компоновка блока рулевых приводов, необходимые развиваемые моменты и скорости перекладки рулей, диапазоны воспроизводимых частот, время функционирования.

Электродвигатели рулевых приводов выбираются с запасом по мощности, и, ввиду ограниченности номенклатуры современных отечественных электродвигателей, одна модель может использоваться в приводах разной мощности. Механическая передача для каждого изделия проектируется исходя из конкретной компоновки. При таком подходе в приводах унифицированными остаются только электродвигатель и датчик положения. Ввиду жестких габарит-

ных ограничений механическая передача должна занимать минимальный объем, что обуславливает технологические трудности при производстве и высокую стоимость привода.

МАИ предложена концепция унифицированной конструкции рулевого электропривода для широкой номенклатуры АСП. Так как в значительной степени габариты всего электромеханизма определяет самый нагруженный элемент – выходная ступень механической передачи, то предложено сделать универсальный модуль выходной ступени на основе волновой передачи с телами качения (ВПТК).

Универсальность модуля заключается в:

- высоком значении передаваемого момента (80 Нм), достаточном для большинства малогабаритных АСП, при малых габаритах позволяющих компоновать модуль в отсеках диаметром от 170 мм;
- передаточном числе, равном 17, что позволяет реализовать практически любое требуемое передаточное число редуктора при помощи модуля ВПТК и одной-двух малогабаритных зубчатых пар;
- удобстве размещения модуля в отсеках различной компоновки, обусловленном возможностью пропустить сквозь центральное отверстие модуля вал рулевой поверхности и простотой его соединения с выходным валом модуля.

Таким образом, разработанные в МАИ электромеханизмы на основе универсального модуля ВПТК с отработанной технологией изготовления и унифицированный блок управления приводами, реализующий цифровой магистральный последовательный интерфейс ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B), ПИ-регулятор с настраиваемыми коэффициентами и встроенными алгоритмами самотестирования позволили сократить стоимость и технологические риски при создании нового АСП.

КОНЦЕПЦИЯ АВТОНОМНОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ДОВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Сыпало К.И.

г. Москва, МАИ

ddd@netland.ru

В настоящее время одна из наиболее актуальных проблем совершенствования существующих и разработки перспективных космических систем различного назначения состоит в обеспечении автономности их функционирования. В частности, применительно к космическому аппарату на геостационарной орбите это требование выражается в необходимости автономного довыведения аппарата на целевую орбиту, перевода его на «рабочую» долготу и удержания в точке «стояния» в соответствии с международными требованиями.

Предложена концепция формирования облика бортовой автономной навигационной системы космического аппарата при его довыведении на геостационарную орбиту электроракетным двигателем малой тяги, основанная на стохастическом и минимаксном вариантах интерпретации неконтролируемых факторов. Определен состав необходимых аппаратных средств и архитектура бортовой интегрированной системы навигации космического аппарата, реконфигурируемая в соответствии с типовыми участками траектории довыведения. Предлагается применять так называемые интервальные алгоритмы, обеспечивающие достоверность оценок с учетом возможных информационных нарушений неизвестной природы процесса внешнетраекторных измерений, а также дополнительный сглаживающий алгоритм, основанный на повторной байесовской динамической фильтрации измерений с учетом полученных предварительно оценок систематических ошибок. В качестве дополнительного средства повышения точности навигационных оценок предложено использовать методы и алгоритмы оптимального

планирования навигационных измерений, обеспечивающие генерацию оптимальных планов измерений непосредственно на борту космического аппарата.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ИМИТАТОРОВ ФОНОЦЕЛЕВОЙ И ПОМЕХОВОЙ ОБСТАНОВКИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ГСН

Конаныхин Е.С., Лазиков Д.В., Хлебников Д.В.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

dil@gosnias.ru

При создании стендов (комплексов) полунатурного моделирования для отработки радиолокационных головок самонаведения (РЛ ГСН) существующих и перспективных управляемых средств поражения, разработчики сталкиваются с необходимостью создания имитаторов зондирующих и отраженных радиолокационных сигналов, позволяющих в лабораторных условиях создавать для испытываемых РЛ ГСН фоновую обстановку (ФЦО), близкую к реальной.

Первый генератор отраженных СВЧ-сигналов для активной ГСН (разработчик ОАО НИИРЭК «Ленинец») был создан для противокорабельной ракеты Х-31А. Основным недостатком данного имитатора является возможность моделирования только моноимпульсных СВЧ-сигналов. Сигналы сложных структур (ЛЧМ, когерентные и др.) схема имитатора моделировать не позволяла.

В связи с этим для имитации сигналов, отраженных от цели, для РЛ ГСН противокорабельной ракеты Х-35 ОАО «НПП «Радар ммс» разработало другую схему имитатора ФЦО, который был изготовлен и поставлен для моделирования во ФГУП «ГосНИИАС». Этот имитатор ФЦО был выполнен в виде отдельного конструктива, в котором располагалась почти вся передающая часть РЛ ГСН (задающие генераторы, умножители частоты СВЧ-сигналов, возбудители ЛЧМ-сигналов и др.). Данный имитатор ФЦО существенно превос-

ходил по своим возможностям предшественника. Однако и он обладал существенными недостатками. Например, невозможно было воспроизводить доплеровские частоты, что не позволяло в полной мере использовать преимущества доплеровской фильтрации, которая была реализована в РЛ ГСН. Также невозможно было моделировать СВЧ-сигналы с манипуляцией фазы.

Согласно открытой информации, общим направлением развития управляемых ракет является стремление к их универсализации. Следствием этого становится разработка и внедрение комбинированных ГСН (ГСН, включающие в свой состав пассивный, активный, а также доводочный (с более высоким разрешением) каналы). Для отработки перспективных видов управляемых средств поражения требуется новый подход в создании имитаторов ФЦО.

Развитие вычислительной техники позволило использовать другой принцип формирования входных сигналов РЛ ГСН. Проектирование цифрового имитатора, обеспечивающего когерентность имитируемого сигнала, динамическое изменение его задержки с дискретом в единицы метров и доплеровского сдвига частоты с дискретом единицы герц стало возможным благодаря появлению цифровых процессоров обработки сигналов с производительностью, обеспечивающей преобразование зондирующего сигнала в реальном масштабе времени. Основой такой технологии является использование цифровой обработки и записи сигналов в специализированном быстродействующем программируемом контроллере со встроенными ЦАП и переход от аналогового сигнала к цифровому на промежуточной частоте. Такой цифровой имитатор получил название «радиочастотная память» (РЧ). При использовании нескольких когерентных каналов РЧ возможно обеспечить формирование нескольких копий излученного сигнала, имеющих различную задержку и доплеровский сдвиг, и, подав их на антенную систему, обеспечить пространственную имитацию распределенных целей.

РЕЗЕРВНАЯ БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ С КОНТУРОМ ОТКЛЮЧЕНИЯ АКСЕЛЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ КОРРЕКЦИИ

Лихошерст В.В., Распопов В.Я., Шведов А.П.

*г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»
tguru@yandex.ru*

Перспективным направлением повышения надежности пилотируемых летательных аппаратов является резервирование штатной системы ориентации и навигации летательного аппарата. В свою очередь, резервная система должна быть независимой и автономной от контура управления летательного аппарата и его системы питания, а также обладать малыми массой, габаритами и энергопотреблением.

Наиболее эффективно данная задача решается за счет применения алгоритмов бесплатформенных инерциальных систем ориентации, построенных на базе микромеханических гироскопов и акселерометров. Малые габариты и энергопотребление данного типа датчиков способствует минимизации габаритов и энергопотребления всей системы, что, в свою очередь, позволяет уменьшить емкость резервных источников питания. В аварийных ситуациях зачастую это оказывается критичным.

Принцип функционирования данных систем ориентации аналогичен платформенным гировертикалям с контуром маятниковой коррекции. В связи с этим для данных систем ориентации также наблюдается эффект забрасывания вертикали при маневрировании летательного аппарата. Аналогично платформенным системам для бесплатформенных инерциальных систем ориентации целесообразно вводить контур отключения акселерометрической коррекции. В свою очередь, отсутствие стабилизированной платформы в составе бесплатформенной системы ориентации приводит к необходимости разработки специализированных алгоритмов отключения контура акселерометрической коррекции.

В работе предлагается блок отключения акселерометрической коррекции, который обеспечивает снижение погрешности резерв-

ной системы ориентации при разгоне, торможении летательного аппарата, а также развороте по углам курса и тангажа.

При разработке блока отключения коррекции были проанализированы различные варианты движения ЛА с целью выявления недостоверных показаний акселерометров при различных режимах полета, а также критерии для идентификации этих режимов.

Принцип работы блока заключается в выделении характерных признаков в сигналах акселерометров и микромеханических гироскопов, свидетельствующих о наличии и типе маневра летательного аппарата. На основе обработки данной информации блок отключения коррекции позволяет либо скорректировать показания акселерометров, когда это возможно, либо отключить коррекцию микромеханических гироскопов от акселерометров.

Результаты математического моделирования работы резервной бесплатформенной системы ориентации с контуром отключения акселерометрической коррекции при движении летательного аппарата по траектории «коробочка» показали эффективность работы блока при маневрировании с отключением коррекции.

Предложена конструкция резервной системы ориентации на базе отечественной элементной базы: микромеханических гироскопов ММГ-ЭПТРОН производства ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» и акселерометров АТ-1104 производства НПО «Темп-АВИА».

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КОСВЕННОЙ СТАБИЛИЗАЦИЕЙ ОПТИЧЕСКОГО КАНАЛА

Матвеев В.В., Погорелов М.Г., Проскуракова О.С.

г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»

tgupu@yandex.ru

Ключевые вопросы развития авиационного приборостроения связаны в первую очередь с применением современной элементной

базы, средств автоматики и обработки информации, новых материалов и технологий производства. Центральное место в этом процессе занимает совершенствование методов решения задач ориентации и стабилизации, а также применение ресурсосберегающих технологий, позволяющих получить выигрыш в массогабаритных характеристиках, снизить стоимость и повысить надежность. Данным требованиям в значительной степени удовлетворяют микромеханические гироскопы (ММГ) и акселерометры (ММА), создаваемые по технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС). На базе ММГ и ММА возможно реализовать платформенный инерциальный измерительный модуль (ИИМ), применяемый для решения задачи ориентации подвижного объекта и управления его движением.

В работе рассматриваются вопросы реализации бескарданной системы ориентации подвижного объекта на базе ИИМ, выполняющей также задачу косвенной стабилизации оптического канала.

Косвенный метод стабилизации состоит в удержании линии оптического канала в плоскости горизонта путем введения поправок на угловые перемещения объекта. На объекте устанавливается ИИМ, содержащий три микромеханических датчика угловой скорости и вырабатывающий информацию о проекциях абсолютной угловой скорости ω_x , ω_y , ω_z . Последние подаются в бортовую цифровую вычислительную систему беспилотного ЛА, где численно интегрируется матричное уравнение Пуассона

$$\dot{A} = -[\omega \times]A, \quad (1)$$

где $[\omega \times]$ – кососимметрическая матрица, являющаяся матричным эквивалентом векторного произведения и составленная из проекций ω_x , ω_y , ω_z вектора угловой скорости ЛА;

A – матрица направляющих косинусов.

В отличие от традиционного алгоритма ориентации, БЦВМ вырабатывает не углы рыскания ψ , тангажа ϑ и крена γ объекта, а сигналы α , β , пригодные для стабилизации линии визирования и определяемые равенствами

$$\alpha = \arcsin(\sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot \sin \vartheta + \cos \gamma \cdot \sin \psi)$$
$$\beta = \arctg \left(\frac{\cos \gamma \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi + \sin \gamma \cdot \sin \psi}{\cos \vartheta \cdot \cos \psi} \right) \quad (2)$$

В работе показано, что сигналы управления (2) позволяют совместить линию визирования, будучи отклоненной на углы ψ , ϑ и γ , с линией цели путем разворота карданова подвеса системы стабилизации на углы α , β .

Литература

1. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании. – М.: Наука, 1978. – 320 с.
2. Лебедев Р.К. Стабилизация летательного аппарата бесплатформенной инерциальной системой / Р.К. Лебедев – М.: Машиностроение, 1977. 144 с.

МАЯТНИКОВАЯ ВЕРТИКАЛЬ ДЛЯ БПЛА

Мельников В.Е., Петрухин В.А.

г. Москва, МАИ

ve_melnik@mail.ru, riksorge@gmail.com

Рассмотрены возможности создания маятникового индикатора вертикали, обладающего повышенной устойчивостью к возмущающим горизонтальным ускорениям основания. Положительный эффект достигается за счет реализации принципа двухканального управления с использованием однотипной по физической природе информации, полученной от датчиков, обладающих различными динамическими качествами.

Физический или математический маятник, возмущаемый ускорениями основания, корректируется от более высокочастотного акселерометра и некоторых других источников коррекции. В зависимости от взаимного расположения исходного маятника и акселерометра формируются соответствующие алгоритмы управления,

существенно влияющие на динамику индикатора вертикали и установившийся угол отклонения от вертикали. Например, при горизонтальном ускорении a_x установившийся угол отклонения от вертикали будет $(1-\delta)a_x/g$, где δ – глубина обратной связи $0 < \delta < 1$. То есть при определенных условиях такой маятник становится квазииневозмущаемым и может позволить реализовать полезные технические решения. В частности, он может использоваться в качестве основного или резервного построителя вертикали.

В работе, проводимой на каф. 305 МАИ, рассмотрены варианты построителей вертикали с ограниченным углом отклонения корпуса ЛА, иллюстрирующие физическую картину происходящих процессов, и показана перспектива применения такого построителя вертикали, в частности, для БПЛА. Рассмотрен один из каналов (одноосный вариант) при ограниченных углах отклонения. Второй канал реализуется аналогичным образом. Для расширения области возможного применения предлагается использовать двухкоординатный «следящий» корпус, позволяющий использовать предлагаемую вертикаль для углов прокачки основания $\pm 60^\circ$ и более.

Работа выполнена при поддержке договора – задание Минобрнауки РФ № 8.1573.2014/К.

ШИРОКОДИАПАЗОННЫЙ КВАРЦЕВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР

Мельников В.Е., Петрухин В.А.

г. Москва, МАИ

ve_melnik@mail.ru, riksorge@gmail.com

Рассмотрены возможности маятниковых компенсационных акселерометров, механическая часть которых выполнена на базе оптически чистого кварцевого стекла. Маятник, упругий подвес маятника, корпусные элементы выполнены в виде монолитного функционально законченного кварцевого узла, встроенного в металлический корпус [1, 2]. Такая компоновка маятника в сочетании со струнным торсионным подвесом позволяет решить ряд принци-

пиальных проблем, характерных для прецизионных компенсационных акселерометров, а именно, получить высокий контурный коэффициент за счет чрезвычайно низкой собственной торсионной жесткости струн подвеса, не предъявляя при этом жестких требований к элементам прямой цепи структурной схемы, охваченной главной отрицательной обратной связью, в частности, к усилителю.

Это дает возможность перенастраивать характеристики акселерометра на различные пределы измерения путем изменения резистора нагрузки. Это общепринятая практика. Но при этом меняется и контурный коэффициент. Следовательно, может снижаться статическая точность. В нашем случае этого может не происходить, так как возможности «недогруженного» усилителя позволяют сохранить контурный коэффициент на прежнем уровне путем соответствующего изменения его коэффициента усиления.

Работы, проведенные в МАИ на кафедре 305 «Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации», показали, что перенастройка каждого типоразмера таких кварцевых акселерометров по пределу измерения может достигать до 20–40 раз. Такой акселерометр может быть использован также на многорежимных объектах.

ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВЫХ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Новиков А.И.¹, Шаповалов А.Б.¹, Воличенко А.Г.²

г. Москва, АО «ЦНИИАГ»¹, ОАО «ОРКК»-«НИИ КП»²

Отечественная ГЛОНАСС является стратегической системой и относится к особо важной инфраструктуре, обеспечивающей национальную безопасность и экономическое развитие государства. Поэтому комплекс общих мероприятий по координатно-временному обеспечению ее потребителей в условиях подавления радио-

навигационных сигналов предполагает защиту всеми доступными методами радионавигационных сигналов ГЛОНАСС.

Наряду с общими мерами повышения помехоустойчивости возможны дополнительные меры, являющиеся прерогативой разработчиков беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), оснащенных системами инерциально-спутниковой навигации. Рассмотрены три направления повышения помехоустойчивости навигационных определений, объединенные учетом специфических особенностей ЛА.

Первое направление предполагает выбор топологии размещения антенн на поверхности БПЛА, обеспечивающей уменьшение влияния сигналов средств радиоэлектронного подавления на навигационное решение. Предложено взаимортогональное размещение антенн бортовой навигационной аппаратуры потребителя, одну из которых располагают сверху на наружной поверхности, а вторую – на торцевой части БПЛА. Число принимаемых сигналов ГЛОНАСС остается избыточным, и потери навигационных решений при всех эволюциях БПЛА на траектории не происходит.

Парадигмой *второго направления* является локализация инерциально-спутниковой навигации в пределах начального участка траектории, на котором происходит полетная калибровка и выставка инерциальной навигационной системы по навигационным определениям ГЛОНАСС. На оставшейся части траектории предполагается инвариантная к воздействию преднамеренных помех высокоточная инерциальная навигация БПЛА без коррекции от ГЛОНАСС.

Третье направление связано с повышением помехоустойчивости бортовой аппаратуры потребителя при использовании фазированных антенных решеток.

Решению проблемы повышения помехоустойчивости инерциально-спутниковой навигации БПЛА отвечает совместное развитие трех рассмотренных инновационных направлений.

МЕТОД ПОЛЕТНОЙ КАЛИБРОВКИ ЧЕТЫРЕХКАНАЛЬНОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-РГ»

Рябогин Н.В., Соловьев И.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

i.solovieff@yandex.ru

Процедура полетной калибровки гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) космического аппарата (КА) предназначена для оценки систематических ошибок прибора, модель которых включает, как правило, нулевые сигналы (дрейфы), погрешности масштабных коэффициентов измерительных каналов, а также погрешности ориентации осей чувствительности относительно номинального положения. В настоящей работе предложен метод полетной калибровки резервированного 4-канального ГИВУС КИНД34-020-01 разработки НИИ прикладной механики имени акад. В.И. Кузнецова по измерениям ориентации КА с помощью астродатчика (АД). Указанный ГИВУС используется в составе бортовой системы управления (БСУ) перспективного КА «Спектр-РГ» – космической обсерватории, которую планируется разместить на квазипериодической орбите в окрестности точки либрации L2 системы Солнце-Земля для исследования Вселенной с помощью рентгеновского телескопа. Обобщение предложенного метода на случай ГИВУС с большим числом измерительных каналов не представляет затруднений.

Резервированные ГИВУС, т.е. приборы, имеющие более трех измерительных каналов, обеспечивают достижение большей точности и надежности системы управления, чем трехканальные приборы. Модель ошибок 4-канального ГИВУС включает в себя 16 параметров: 4 значения дрейфов гироскопов, 4 масштабных коэффициента и 8 параметров, характеризующих угловые отклонения осей чувствительности от номинальных положений.

В докладе предложен алгоритм оценки всех 16 калибровочных параметров ГИВУС по измерениям АД, основанный на методе

наименьших квадратов. Для снижения нагрузки на бортовой вычислитель предложенный алгоритм разбивается на две части – бортовую и наземную. В бортовой части алгоритма в процессе выполнения аппаратом разворотов вокруг осей приборной системы координат ГИВУС (калибровочных маневров) реализуется вычисление ряда параметров, которые затем передаются на Землю в составе телеметрической информации. В наземной части алгоритма производится определение калибровочных параметров. Показано, что предложенные калибровочные маневры обеспечивают наблюдимость всех калибровочных параметров.

Результаты математического моделирования демонстрируют работоспособность предложенного алгоритма. При продолжительности калибровочного маневра 1,5 часа полученные оценки параметров уже достаточно близки (с относительной точностью около 10% для угловых отклонений) к их точным значениям. Параметры дрейфов гироскопов и погрешностей масштабных коэффициентов оцениваются значительно точнее. При увеличении продолжительности калибровочного маневра ошибки оценок убывают.

Разработанный алгоритм может быть непосредственно использован для полетной калибровки ГИВУС перспективного КА «Спектр-РГ», а также, после очевидных обобщений, для полетной калибровки иных многоканальных приборов измерения угловой скорости.

НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ ПО ГЕОФИЗИЧЕСКИМ ПОЛЯМ

Смирнов С.В.

*г. Москва, АО «ЦНИИАГ»
sergsmir@mtu-net.ru*

В настоящее время наиболее распространенными системами автономной высокоточной навигации являются корреляционно-

экстремальные системы, работающие по оптическому полю Земли. Принцип их работы заключается в сравнении и определении взаимного положения текущего изображения, получаемого на борту ЛА, и эталонного изображения, загруженного в память системы. Одним из основных достоинств оптических систем навигации является доступность информационного обеспечения для подготовки эталонных изображений – ортотрансформированных космических снимков видимого диапазона. В настоящее время ведется серийное изготовление такой информации на значительные территории. В то же время в ходе эксплуатации этих систем выявлен ряд проблемных вопросов, требующих решения. Основным ограничением для оптических систем является работа в ночное время над городской застройкой. Освещение радикально меняет вид местности, а ночные космические снимки практически отсутствуют. Наиболее перспективным решением представляется создание высокоточной дальнометрической системы навигации, работающей по полю микрорельефа Земли.

В настоящее время работы над такими системами ведутся в АО «ЦНИИАГ». В связи с этим возникает задача обеспечения таких систем информацией для подготовки эталонных изображений – матрицами микрорельефа. В данном случае под матрицей микрорельефа понимается матрица высот местности, включающая как собственно рельеф, так и высоты объектового состава. Разрешение таких матриц составляет 2–3 м в плане. По нашим оценкам требуется точность по высоте также 2–3 м. Для построения матриц микрорельефа могут использоваться стереопары авиационных и космических изображений. Поскольку для формирования эталонных изображений для навигации ЛА требуются значительные площади матриц микрорельефа, обязательным требованием к их построению является требование максимальной автоматизации процесса.

В последнее время наблюдается значительное продвижение в данном направлении. Наиболее известны разработки фирмы SAAB. В нашей стране фирма «Плаз» разработала программный комплекс автоматического построения трехмерных моделей по ма-

териалам съемки БИЛА. В рамках совместных работ с АО «ЦНИИАГ» Институт математики и механики Уральского отделения РАН разработал алгоритмы и программы построения матриц микрорельефа по стереопарам спутниковых снимков. Визуально такие матрицы существенно отличаются от того, что принято называть 3D-моделями местности, но по своим характеристикам пригодны для высокоточной навигации. Построение матриц микрорельефа достаточно ресурсоемкая задача, однако существует возможность эффективного распараллеливания вычислений, а вычислительная мощность компьютеров непрерывно растет. Таким образом, данную задачу возможно решить на обычном (не специализированном) многоядерном компьютере. Также представляет интерес использование для построения матриц микрорельефа радиолокационных спутниковых снимков. Хотя эти снимки менее распространены, они позволяют проводить съемку вне зависимости от погодных условий.

**ГЕОПОЗИЦИОНИРОВАНИЕ ТОЧКИ НАБЛЮДЕНИЯ
ПО ИНФОРМАЦИИ ОБ АЗИМУТЕ И КООРДИНАТАХ ОРИЕНТИРА
В ЗАДАЧАХ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ НАВЕДЕНИЯ**

Хисматов И.Ф.

*г. Москва, ГНЦ ФГУП «ГосНИИАС»
ihsm@gosniias.ru*

Имитационное моделирование современных авиационных систем наведения и разведки не может проводиться в полном объеме без решения задач геопозиционирования в пространственных системах координат, связанных с навигационными описаниями формы Земли. Одной из таких задач является определение географических координат точки визирования по информации о пространственном положении ориентира.

Постановка задачи следующая. Дано: точка ориентира $O_{Ц}$ с заданными географическими координатами; точка O визирования задана модулем D вектора дальности до ориентира и высотой h_0 ; ориентация вектора дальности ориентира относительно Севера задана его азимутальным углом ψ_{a1} в точке $O_{Ц}$. Требуется найти географические координаты точки визирования O . Отличие постановки прямой геодезической задачи на эллипсоиде в том, что в ней требуется определить геодезические координаты и азимуты точек, расположенных на земном эллипсоиде, отличие прямой геодезической задачи в пространстве – в исходных данных: в ней даны два полярных угла искомой точки относительно заданной. Таким образом, поставленная задача схожа с прямыми задачами геодезии, но отличается спецификой, определяемой условиями применения авиационных визирных систем.

Предлагаемое решение задачи включает два этапа. На первом этапе строится прямоугольная ортодромическая система координат $O_3\eta_{01}\eta_{02}\eta_{03}$ относительно точки $O_{Ц}$, и в ней задается первоначальное положение точки визирования O . На втором этапе итерационным методом уточняется положение точки O на основе определения ее географических координат по координатам в ортодромической системе. Критерием останова итерационного процесса является достижение требуемой точности определения высоты точки O .

Орты ортодромической системы координат определяются в гринвической следующим образом: ось $O_3\eta_{01}$ определяется как единичный радиус-вектор точки $O_{Ц}$ с началом в точке O_3 центра земного эллипсоида. Ось $O_3\eta_{03}$ – векторным произведением оси $O_3\eta_{01}$ и единичным горизонтальным вектором, проведенным из точки $O_{Ц}$ в направлении заданного азимутального угла ψ_{a1} . Ось $O_3\eta_{02}$ определяется так, чтобы требуемая система координат была правой. Каждый шаг итерации второго этапа решения задачи состоит в следующем. По текущим ортодромическим координатам точки O определяются ее гринвические координаты, а затем, на основании метода ГОСТа P51794-2008, географические. Определя-

ется рассогласование между заданной высотой h_0 точки О и полученной в результате расчета. Если модуль рассогласования превышает величину требуемой точности, то итерации продолжаются, если нет, то задача решена. Продолжение итераций следующее. Найденные на предыдущем шаге географические координаты позволяют определить гринвические, а они – новые ортодромические координаты точки О. Затем процесс продолжается.

Разработанный алгоритм геопозиционирования точки наблюдения применен в программной системе имитационного моделирования авиационной визирной системы, разработанной на основе трехмерной системы визуализации закабинной обстановки, позволяющей синтезировать изображения наблюдаемых при наведении трехмерных сцен.

Секция 4

ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АНАЛИЗА СБОЕВ В ОЗУ, ВОЗНИКАЮЩИХ ПОД ВЛИЯНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Акимошкин М.Ю.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

mars.501@yandex.ru

Как показывает мировой опыт, использование средств защиты ЭКБ в аппаратуре КА не гарантирует 100% отсутствие сбоев из-за действия космической радиации. В частности, нередким явлением является искажение содержимого ячеек ОЗУ вычислительного комплекса КА. Анализ сбоев в ОЗУ является актуальной задачей, решение которой позволит повысить устойчивость к данным сбоям бортового ПО. Для анализа сбоев предложено использовать специально разработанное ПО. Как правило, в ОЗУ есть не только области памяти, которые как-либо задействованы (переменные, хранимые данные, различные буферы), но и свободные области (резервы). Так, например, в исследуемом вычислителе соотношение размеров занятых областей к свободным составляет $\approx 1,6$.

С помощью образа ОЗУ, созданного из полученной от КА телеметрии, анализируются следы воздействия космической радиации на свободные области ОЗУ. По результатам анализа формируется подробный отчет, в котором описываются найденные сбои. Первоначально ПО создавалось для подтверждения гипотезы об искажении содержимого ячеек ОЗУ космической радиацией. Для этого требовалось создать изображение сбоев, возникающих на микросхеме. По-

лученные изображения представляют собой единое пятно из поврежденных ячеек ОЗУ, что косвенно подтвердило гипотезу.

В результате проведенных работ и анализа результатов можно сделать следующие выводы. Сбои в ОЗУ происходят регулярно. Их можно классифицировать по числу затронутых байт: крупные (>50), средние (10÷50) и малые (<10). Также, из-за особенностей используемого контроллера памяти, единичный сбой может повредить только либо старшие, либо младшие байты хранящихся в ОЗУ слов, которые располагаются по адресам с характерным смещением. Обработав данные по сбоям ОЗУ за 7 месяцев 2014–2015 гг., а также учитывая, что они получены только по свободным областям микросхемы ОЗУ, которые занимают меньшую ее часть, можно оценочно получить следующие данные по всему объему ОЗУ.

Статистика по сбоям ОЗУ

Класс сбоя	Количество сбоев	Сбойных байт	Вероятность сбоя (за сутки)
Крупные (>50)	11	787	0,050
Средние (10÷50)	5	104	0,025
Малые (<10)	99	112	0,468
Всего	115	1003	0,543

Используя полученные данные можно проектировать бортовое ПО с учетом особенностей воздействия космической радиации на микросхемы ОЗУ: например, дублировать важные данные (причем их необходимо располагать так, чтобы единичный сбой не мог повредить сразу все копии) или использовать другие методы защиты информации от искажения. Также возможно установить примерную продолжительность периода времени, в течение которого с высокой вероятностью хранимые данные не будут повреждены, что позволит сократить объем защищаемых данных, а это, в свою очередь, позволит упростить используемое ПО и освободить ресурсы вычислителя.

ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫЕ РЕШЕНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ ЦЕЛЕВЫХ ЗАДАЧ В СИСТЕМАХ ИМА

Ашарина И.В.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

asharinairina@mail.ru

Рассматривается отказоустойчивое распределенное выполнение совокупности взаимодействующих целевых задач в системах ИМА, представленных как многомашинные вычислительные системы (МВС) с динамической избыточностью. Ключевой проблемой таких вычислений является системное взаимное информационное согласование (СВИС), обеспечивающее согласованность системной информации во всех цифровых вычислительных машинах (ЦВМ) системы в условиях возникновения допустимых совокупностей неисправностей. Предложен распределенный алгоритм, реализованный в виде множества взаимодействующих между собой алгоритмов, индивидуальных для каждой ЦВМ, каждый из которых выполняется на своей ЦВМ в составе системы, обеспечивая в каждой ЦВМ вычисление вектора СВИС, одинакового во всех исправных ЦВМ системы.

Предлагается графовая модель МВС – ориентированный (орграф) или смешанный граф, отображающий структуру системы, в котором вершины отображают соответствующие ЦВМ системы. Симплексный межмашинный канал связи, принадлежащий ЦВМ, передающей по нему информацию, изображается дугой, исходящей из вершины, соответствующей этой ЦВМ. Дуплексный канал связи представляется парой разнонаправленных псевдосимплексных каналов и парой разнонаправленных дуг в орграфе или ребром в смешанном графе.

Согласование информации в полносвязной системе может быть двух типов: 1) все согласуемые значения исправных ЦВМ должны быть одинаковыми, тогда требуется аппаратурная избыточность по количеству ЦВМ не менее $2\mu+1$, где μ – допустимое

количество неисправных ЦВМ, а временная избыточность – один раунд взаимобменов согласуемыми значениями между всеми ЦВМ; 2) согласуемые значения исправных ЦВМ могут быть разными, тогда при допущении возможности возникновения неисправностей «враждебного» вида аппаратурная избыточность – не менее $3\mu+1$, а временная избыточность – не менее $\mu+1$ раундов взаимобменов.

В соответствии с типами согласования система должна содержать пронумерованные подсистемы двух видов: комплексы целевых задач (КЗ) и комплексы согласования (КС). Комплекс $КЗ_i$ осуществляет репликацию i -й целевой задачи, состоящую в параллельном выполнении копий этой задачи на нескольких ЦВМ, образующих множество $КЗ_i$ ($|КЗ_i| > 2\mu_i$, μ_i – допустимое количество неисправных ЦВМ в комплексе $КЗ_i$), с взаимобменом копиями результатов и выбором из них правильного, с ограниченными обнаружением и идентификацией проявившихся возникающих неисправностей и управляемой деградацией при отказах. Предполагается, что подграф системы, порожденный вершинами из $КЗ_i$, является гомеоморфным полному.

В докладе представлены структурные требования для комплексов и сред взаимодействия между ними. Предлагается метод выделения комплексов согласования и сред взаимодействия между ними. Поскольку комплекс согласования обладает достаточной степенью сложности и связности, в его структуре может быть выделено несколько комплексов различных целевых задач (описывается метод их выделения), а согласование сформированной индивидуальной информации выполняется этим комплексом согласования. Рассматриваются подходы к реализации различных сценариев выполнения согласования с учетом разного времени выполнения целевых задач.

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ РАСЧЕТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Бабина О.И., Фомичев А.В.

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
knyagna92@mail.ru*

При проектировании рабочих орбит, а также при планировании и оперативном управлении космическим аппаратом (КА) необходимо иметь средство для расчета и отображения баллистической информации. В связи с этим было разработано соответствующее программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО). Оно служит для автоматизации процесса расчета, отображения и хранения справочной баллистической информации (СБИ), такой как вектор состояния КА, параметры орбиты, трасса КА, теневые интервалы, зоны радиовидимости и т.д.

Основной задачей ПАО является построение трассы КА. Для этого необходимо знать радиус-вектор и вектор скорости КА на заданный момент времени. Движение центра масс (ЦМ) КА в программе прогнозируется двумя способами. Первый способ использует уравнение Кеплера для привязки движения ЦМ КА ко времени. Начальными условиями являются кеплеровы элементы орбиты. Они переводятся в декартовы координаты для нахождения радиус-вектора и вектора скорости КА, затем последовательно в гринвичскую систему координат (СК) и из нее в геодезическую СК. Координаты КА в геодезической СК будут проекцией орбиты спутника на поверхность эллиптической Земли. Их остается сопоставить с картой поверхности земного эллипсоида. Второй метод прогнозирования движения ЦМ КА сложнее, но дает более точное положение КА в пространстве, так как учитывает различные возмущения, обусловленные влиянием нецентральности гравитационного поля Земли (учет гармоник до 32×32), влиянием небесных тел (Меркурий, Венера, Марс и т.д.), влиянием солнечного давления и атмосферных в соответствии с ГОСТ Р 25645.166-2004 «Атмосфера Земли

верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли». Записываются дифференциальные уравнения движения высокоапогейного искусственного спутника Земли (ИСЗ) в инерциальной геоцентрической системе прямоугольных координат среднего равноденствия и среднего геоэкватора стандартной эпохи J2000. Для решения этих уравнений был выбран одношаговый метод численного интегрирования Дормана-Принса 7 (8) порядка, имеющий высокую эффективность и хорошие численные результаты.

ПАО написано в интегрированной среде разработки Embarcadero RAD Studio 2010 на языке программирования C++. Меню программы имеет четыре раздела: «Расчет СБИ», «Планетарий», «Справка», «Выход». При запуске программы автоматически открывается первый раздел меню «Расчет СБИ», который является основным для работы. Функционал данного раздела позволяет выполнять переходы между разными системами координат, переход от координат к элементам и обратно и т.д., а также рассчитывать СБИ. Во втором разделе «Планетарий» определяется шестимерный вектор фазовых координат на заданное время одного небесного тела относительно другого. В состав небесных тел входят планеты Солнечной системы, Солнце и Луна.

Интерфейс программы прост и интуитивно понятен, обладает развитой системой подсказок и защитой от некорректного использования. Данное программное обеспечение в настоящий момент используется в НПО им. С.А. Лавочкина в баллистическом центре (БЦ), который входит в состав ЦУП. Помимо этого программа будет интересна в учебной деятельности на кафедре «Системы автоматического управления» (ИУ1) МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**МОДЕЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ РАЗРАБОТКА
ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ КРИТИЧЕСКИХ
ПО БЕЗОПАСНОСТИ ВСТРАИВАЕМЫХ СИСТЕМ
С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА SCADE
ОТ КОМПАНИИ ESTEREL TECHNOLOGIES**

Бурков А.Ю., Насыров М.Б.

г. Москва, ООО «АНСИС»

Alexander.Burkov@ansys.com, Marat.Nasyrov@ansys.com

В наши дни перед разработчиками сложных управляющих систем, систем защиты и контроля стоит задача создания гибких и удобных в сопровождении программных приложений, отвечающих жестким сертификационным нормам и удовлетворяющим высоким требованиям надежности этих систем. Кроме того, разработчики должны учитывать экономические факторы. Это – комплексная задача, требующая применения эффективных инструментов автоматизированного проектирования. Наиболее эффективными признаны средства модельно-ориентированной разработки спецификаций и программного обеспечения (ПО).

Преимущества модельно-ориентированного подхода:

- Ориентация на отраслевые стандарты разработки ПО.
- Интегрированная графическая среда разработки.
- Простота повторного использования выполненных разработок.
- Простота и наглядность разработки функциональных спецификаций и архитектуры.
- Удобство обмена информацией между разработчиками, отсутствие необходимости в навыках программирования и знания синтаксиса языков разработки. Удобство частичного и полного использования существующих разработок в новых проектах.

Современные стандарты предъявляют высокие требования к процессу производства ПО. Традиционные методы разработки (написание технического задания, описание требований, построе-

ние функциональных схем в различных графических редакторах, ручные кодирование и верификация и т.п.) являются трудоемкими и низкоэффективными особенно с учетом необходимости выполнения всех требований стандартов и прохождения сертификации.

Программный комплекс SCADÉ – это передовая технология, реализованная в уникальном индустриальном продукте для автоматизированной разработки и поддержки ПО на всех этапах его жизненного цикла.

Основное назначение комплекса SCADÉ – модельно-ориентированная разработка критичного по безопасности ПО для встраиваемых систем, спецификаций к нему и генерация отчетной документации.

Все инструменты, входящие в комплекс SCADÉ, ориентированы на построение эффективных процессов в соответствии с промышленными стандартами и обеспечение надежности разрабатываемых систем. Предлагаемый набор инструментов охватывает весь жизненный цикл разрабатываемого ПО: от системного проектирования и разработки дизайна до тестирования на целевой платформе.

Генераторы кода и документации, входящие в комплекс SCADÉ, являются сертифицированными согласно всем основным промышленным стандартам: КТ-178С, EN 50128, IEC 61508 (60880), ISO 26262. Это гарантирует полное соответствие генерируемых кода и документации разрабатываемым моделям и позволяет существенно сократить затраты (ресурсов и времени) на разработку ПО и на подтверждение его надежности (до 50% по сравнению с применением традиционных методов разработки или других программных решений).

Программный комплекс SCADÉ на практике доказал все преимущества использования модельно-ориентированного подхода к разработке ПО. В настоящее время данный продукт успешно применяется большим числом компаний по всему миру, среди которых ведущие разработчики критичного ПО для различных отраслей промышленности в России и за рубежом.

**ЭТАПЫ РАЗРАБОТКИ И ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА ПРЕДПРИЯТИИ
АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова»**

Галамай А.А., Захарова Е.В.

*г. Екатеринбург, АО «НПО автоматики
им. академика Н.А. Семихатова»
avt@npoa.ru*

Устойчивой тенденцией развития систем управления летательных аппаратов является постоянное наращивание объема и сложности решаемых ими задач. Это приводит к усложнению и увеличению объема программного обеспечения (ПО), реализующего алгоритмы функционирования и управления. В связи с этим возникает актуальная задача общего повышения надежности ПО, которая включает:

- выработку оптимальной технологии разработки ПО (именно на этапе разработки закладываются многие потенциальные отказы и ошибки ПО);
- организацию технологического цикла отработки ПО;
- организацию обслуживания ПО (в основном непрерывная доработка ПО).

Для решения этих задач в АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова» разработаны основные требования к технологическому процессу проектирования, разработки и отработки ПО.

Последовательность работ над ПО включает следующие этапы:

- определение требований к ПО: информацию, необходимую для проектирования ПО, представляют в исходных данных (ИД) на программирование, которые с целью исключения неоднозначного толкования алгоритмов разрабатываются и согласовываются в формализованной форме, разработчик ПО принимает участие в согласовании ИД;

- макетирование ПО: проводят с целью минимизации рисков на последующих этапах работ по разработке ПО;

- проектирование ПО: в процессе проводят распределение задач между подразделениями, участвующими в программировании;
- программирование компонентов ПО;
- автономная обработка компонентов ПО на автоматизированном рабочем месте (АРМ-П) (модульное тестирование): проводится с обязательным участием разработчика ИД, в обоснованных случаях (когда автономная обработка неэффективна) допускается переходить на этап автономно-комплексной обработки;
 - интеграция компонентов ПО;
 - комплексная обработка ПО на АРМ-П (интеграционное тестирование);
 - первый этап комплексной обработки с акцентом на решение частных системных и архитектурных вопросов, совместимость программных и аппаратных решений;
 - второй этап комплексной обработки с акцентом на функциональное тестирование и модельно-ориентированный подход к обработке;
 - третий (заключительный) этап комплексной обработки с предъявлением результатов заказчику, акцент делается на интеграционное тестирование и проверку соответствия внешним требованиям;
 - формирование технической документации и постановка ее на учет;
 - выпуск и оформление программной документации.

Этапы жизненного цикла ПО выполняются итерационно. На всех этапах своевременно отслеживают вносимые в ПО изменения, корректируют планы обработки. Итеративный подход позволяет успешно достигать заданный уровень качества. Предложенный подход реализован в системе нормативно-технической документации предприятия.

ИНТЕГРИРОВАННАЯ МОДУЛЬНАЯ АВИОНИКА: ПРОБЛЕМЫ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ

Гришин В.Ю., Лобанов А.В., Сиренко В.Г.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

lav@se.zgrad.ru

Современный комплекс бортового оборудования (КБО), заменяющий традиционную федеративную архитектуру, представляет собой сложный многомашинный комплекс интегральной модульной авионики (КБО-ИМА) в виде совокупности унифицированных вычислительных модулей обработки и передачи данных, образующих мультипроцессорный суперкомпьютер, с периферийными устройствами и средствами индивидуального математического и программного обеспечения. По своим отличительным особенностям КБО-ИМА является сетевидной информационно-управляющей распределенной системой (СИУРС) в виде набора независимых компьютеров и других элементов, соединенных каналами связи. Наиболее важные характеристики такой системы: а) пользователи и приложения единообразно работают в общем информационном пространстве распределенной системы; б) система легко поддается расширению или масштабированию; в) возможно, что в системе некоторые ее части могут временно или постоянно выходить из строя, при этом приложения не уведомляются о том, что эти части заменены или отремонтированы или что добавлены новые части для поддержки дополнительных приложений. Принципы построения СИУРС: 1) открытость, 2) самоорганизация, 3) слабая иерархия в контуре принятия согласованных решений, 4) параллельное решение взаимосвязанных задач в режиме реального времени, 5) обеспечение информационной безопасности (заданной достоверности выдаваемой информации, заданной сбое- и отказоустойчивости для каждой из решаемых задач критического применения).

Особенностями СИУРС ответственного применения являются:

- а) автономность ЦВМ;
- б) отсутствие общей памяти;
- в) межмашинное взаимодействие по двухточечным и шинным каналам связи;
- г) многоуровневость системы и отсутствие централизованного управляющего органа;
- д) необходимость самосинхронизации и самоорганизации системы для обеспечения масштабирования, защиты от внешних воздействий, воздействий неисправностей самого общего вида (враждебных) и ошибок проектирования;
- е) работа в режиме реального времени;
- ж) большой срок активного существования;
- з) высокие требования по надежности работы и достоверности результатов.

Повышение отказоустойчивости СИУРС, учитывающее сетевую особенность СИУРС, состоит в репликации задач и введении в систему динамической избыточности, обеспечивающих:

- 1) парирование проявлений допустимых враждебных неисправностей за счет параллельного выполнения одной и той же задачи на нескольких ЦВМ с обменом полученными результатами и выбором из них правильного,
- 2) обнаружение и идентификацию по месту возникновения и типу (сбой, программный сбой, отказ) возникающих неисправностей,
- 3) восстановление целевой работы и исправления ошибочной информации после сбоев и программных сбоев,
- 4) реконфигурацию системы (с использованием запасных элементов) и восстановление целевой работы после отказов,
- 5) управляемую деградацию системы с возможным допустимым снижением характеристик вплоть до предельно заданной возможной конфигурации,
- 6) безопасный останов системы при невозможности построения такой конфигурации,
- 7) возможность перераспределения ресурсов системы для изменения соотношения «производительность – достоверность» между различными решаемыми задачами.

Именно такой подход предлагается для КБО-ИМА и раскрывается в докладе.

КОНЦЕПЦИЯ ИНТЕГРАЛЬНОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИОНИКИ (ИМА-IMA) И ARINC-651 – МАГИСТРАЛЬНЫЙ ПУТЬ ДЛЯ КОСМОНАВТИКИ?

Дорский Р.Ю., Каравай М.Ф.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

В настоящее время в гражданском и военном авиастроении продолжается начатый на Западе более 10 лет назад переход от проектирования авионики в соответствии с традиционной «федеративной» архитектурой к системам нового типа, получившим название интегральной модульной авионики – ИМА (IMA). В соответствии с новой концепцией основным интернациональным результатом работы специалистов в области разработки архитектуры и компонентов БРЭО сегодня является утвержденная фирмой ARINC (США) концепция интеграции бортовой аппаратуры ИМА, основы которой изложены в стандарте ARINC-651, представляющем собой согласованное и утвержденное законодательно в США мнение представителей авиакомпаний-эксплуатантов летательных аппаратов, фирм-производителей самолетов и авиационной техники США и ряда других стран по вопросу систематизации подхода к проектированию авионики. Большинство западных авиапроизводителей придерживаются этого стандарта. В России он официально еще не принят (2015 г.) и используется как информационный. Тем не менее, судя по опубликованным данным, более трех десятков отечественных фирм, разрабатывающих авионику, проявляют активный интерес к этому направлению. Часть экспертов считают, что стандарт ARINC-651 определил новое направление в совершенствовании авиационного приборостроения и наметил перспективы развития авиационной промышленности на десятилетия вперед. Следует отметить, что на Западе вопросы интегрированной модульной авионики в гражданской и военной авиации за упомянутые 10 лет прошли практически полную апробацию в теоретической, проектной и аппаратной сферах, включая верификацию протоколов ин-

формационного обмена, международные соглашения, введение стандартов и практические испытания. Из концепции ИМА отечественная космонавтика может извлечь много полезных подходов и требований к системам проектирования. Разработчики архитектур перспективных БЦВС, придерживающихся концепции ИМА, выделяют 4 основных принципа построения, отличающих их от принятых ранее традиционных «федеративных» принципов организации подсистем авионики:

- открытая высокоскоростная коммутируемая связная архитектура,
- модульность,
- унификация и стандартизация, *«интеллектуальное вычислительное ядро»*,
- функциональная и аппаратная интеграция.

Реализация этих принципов радикально меняет не только архитектуру бортовых систем, но и подходы к их производству, обеспечению отказоустойчивости, верификации, отладки и ремонтпригодности. Помимо достижения функциональной эффективности сокращаются массогабаритные характеристики и энергетические затраты.

Тем не менее следует подойти к переходу на концепцию ИМА в космической отрасли со значительной долей критики. Несомненно, следует воспользоваться всем положительным, что имеется в этой концепции. Задачи системной организации авионики гражданских и военных самолетов не тождественны аналогичным задачам в непилотируемой космонавтике, но имеются значительные пересечения по идеологии построения и практической реализации основных принципов ИМА. Космическая отрасль диктует свои требования, они в значительной степени специфичны, и, кроме того, космическая отрасль менее зависит от зарубежного технологического и экономического давления, чем отечественная авиация на данном этапе. Зарубежная авионика практически уже сильно интегрирована в более раннюю концепцию ARINC-651, и сворачивать с этого пути экономически невыгодно. Корпоративный интерес

фирмы ARINC в этом вопросе тоже очевиден, особенно в определяющем выборе типа системных интерфейсов. Трудно согласиться с утверждениями, что применение высокоскоростных последовательных внутрисистемных интерфейсов ARINC *«открывает путь к построению динамически реконфигурируемых вычислительных структур»*. Нельзя допустить попадания космической отрасли в зависимость, фактически, от фирмы ARINC. В докладе эти вопросы рассматриваются более подробно.

ОБ АРХИТЕКТУРЕ УНИВЕРСАЛЬНЫХ ИНТЕРФЕЙСНЫХ МОДУЛЕЙ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РЕГИСТРОВЫХ СЕТЕЙ БЛОКОВ СИЛОВОЙ АВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Дорский Р.Ю., Шахов Д.Б.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

o.r.t.e.g.a@mail.ru

Вопросам построения сетей для блоков силовой автоматики в последние годы уделяется значительное внимание. Так, в [1] показано, что:

- 1) информационная шина является источником ненадежности;
- 2) в существующих системах резервирование осуществляется для слишком крупных функциональных блоков;
- 3) целесообразно построить систему на базе сетевой архитектуры, в частности древовидной.

Помимо надежности, для бортовой системы управления (БСУ) КА также существенными параметрами можно считать массогабаритные характеристики.

Одним из эффективных средств снижения массы блоков является индивидуальный и рациональный подход к выбору кратности резервирования для каждого функционального блока аппаратуры БСУ. Подход, базирующийся на шинной или древовидной архитектуре, в отличие от сетевой архитектуры, недостаточно гибок для эффективной реализации этого принципа.

Сильное влияние на архитектуру и массогабаритные параметры БСА оказывает конструкция блоков. Так, эскизное проектирование системы показало потенциальное снижение массы и габаритов блоков на 20–30% за счет применения плоских соединителей для вывода силовых цепей непосредственно с каждого устройства.

Одним из существенных элементов ненадежности в системе можно считать вычислители. Поэтому желательным для надежности системы в целом было бы уменьшение количества необходимых для работы системы вычислителей при увеличении кратности их резервирования.

Возможным путем удовлетворения всех этих требований было бы построение БСУ с сетевой архитектурой.

В докладе предлагается проект комплекта специализированных интерфейсных модулей, позволяющих построить подобную сетевую структуру, а также возможный облик такой системы.

Обмен между узлами сети осуществляется по последовательному каналу связи. Каждый узел сети имеет встроенную аппаратуру для формирования индивидуальной шины питания. На базе модулей комплекта можно построить системы с различной архитектурой: как с шинной или древовидной, так и с решетчатой топологией сети.

Комплект модулей включает в себя:

- 1) узловые модули, способные работать в режиме исполнительного узла или в режиме маршрутизатора;
- 2) модули-расширители параллельного канала, подключаемые к узловым модулям по отдельной последовательной шине SPI.
- 3) модули-расширители ЦАП и АЦП, аналогично подключаемые по последовательной шине SPI.

Литература

1. Дорский Р.Ю., Сальников А.Н. О сетевом подходе к построению отказоустойчивых блоков силовой автоматики КА. Тезисы докладов II Всероссийской научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами». – М.: МОКБ «Марс», 2012.

ИНТЕГРАЦИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ НА ЭТАПЕ ОТРАБОТКИ В ЦИКЛ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РКТ

Журавлев А.В., Шашмурин И.В.

*г. Екатеринбург, АО «НПО автоматики
им. академика Н.А. Семихатова»
a.zhuravlev.npo@mail.ru*

В современном мире с развитием информационных технологий усложняются как разрабатываемая продукция, так и средства ее проектирования. В связи с этим все большее внимание уделяется вопросам автоматизации проектирования и созданию систем автоматизированного проектирования. Внедрение САПР особенно актуально при создании высоконадежных систем, таких как системы управления ракетно-космической техникой (СУ РКТ).

Одной из важнейших задач проектирования является обеспечение безошибочности разрабатываемых КД и ПО и соответствия разработок требованиям ТЗ и ИД. Для решения данной задачи контроля правильности созданных разработок на предприятии этапы разработки ПО и КД разбиваются на две части:

- реализация ПО (КД) – непосредственно разработка;
- отработка ПО (КД) на автоматизированных рабочих местах системного программиста (АРМ-СП), комплексах отработки аппаратуры и программ (КОАП), цифровом моделирующем комплексе (ЦМК).

Отработка ПО и КД производится на специально создаваемых позициях АРМ-СП, КОАП и ЦМК в два этапа: автономная отработка на АРМ-СП (разработчиками ПО) и комплексная отработка на КОАП и ЦМК специальными подразделениями отработки. Отработка производится итерационно с рабочими версиями ПО на макетах аппаратуры, реализованной в соответствии с КД, при этом на каждой итерации расширяется функционал и исправляются ранее выявленные ошибки. Такой подход позволяет еще на этапе проектирования (разработки КД и ПО) снизить риски возникнове-

ния ошибок на последующих этапах (при проведении испытаний СУ и эксплуатации) и минимизировать ошибки в КД и ПО при изготовлении поставочного комплекта СУ.

Стадия отработки ПО и КД подсистем СУ является сложным этапом проектирования, так как на данном этапе проводится имитационное моделирование различных неисправностей, потенциально возможных при штатной эксплуатации, и оценка корректной работы алгоритмов парирования неисправностей, выявляются замечания к КД и ПО (которые устраняются на следующей итерации), оценивается отказоустойчивость разрабатываемой аппаратуры. Данная стадия является одной из важнейших и позволяет обеспечивать высокое качество аппаратуры предприятия.

Вопрос создания систем автоматизации проектирования на стадии отработки КД и ПО на КОАП является актуальным в связи с развитием и усложнением составных частей СУ. Для решения данной задачи авторами разработана и внедрена система автоматизированного проектирования (САПР) «Испытание».

САПР «Испытание» позволяет автоматизировать стадию отработки КД и ПО на отработочных позициях, в части проведения испытаний с моделированием различных ситуаций (как штатных, так и нештатных) и оценке полученных результатов. Кроме того, предложенный САПР интегрируется в общую структуру проектирования СУ предприятием за счет публикации всей информации о результатах отработки (результаты моделирования и его анализа, перечень выявленных замечаний) в едином информационном пространстве (локальной сети предприятия).

САПР «Испытание» построен на основе универсальной архитектуры отработочной позиции и состоит из следующих основных компонентов:

- ПО определения оптимальной конфигурации отработочной позиции;
- программный комплекс централизованного управления;
- система планирования и обработки результатов испытаний;

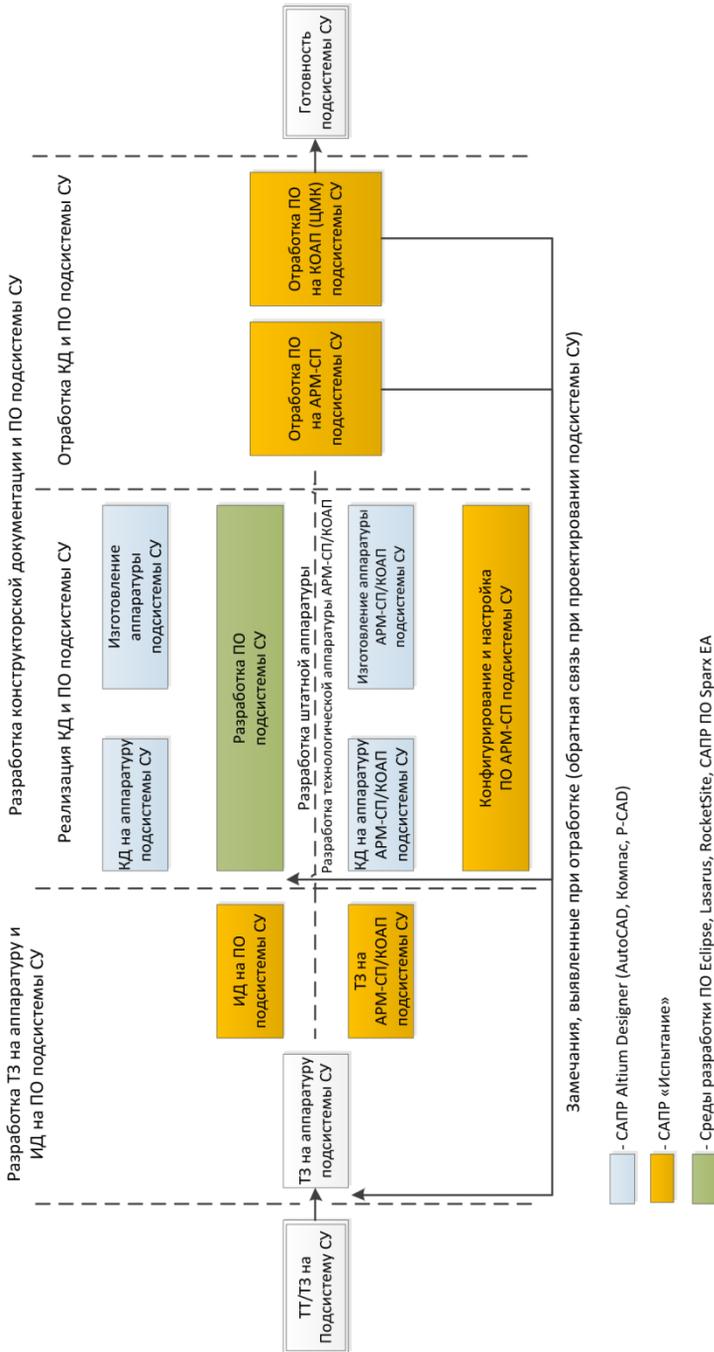


Рис. 1. Интеграция САПР «Испытание» в процесс проектирования СУ

- система анализа результатов испытаний;
- универсальный имитирующий комплекс;
- универсальный редактор конфигурационных файлов.

Интеграция предложенной САПР в процесс проектирования СУ (для одной подсистемы) представлена на рис. 1.

Разработанный САПР за счет публикации результатов испытаний в единое информационное пространство позволяет интегрировать отработку всех подсистем СУ в единое целое. Кроме того, в компоненты САПР (УИК) заложена возможность обеспечения единой шкалы времени, что делает возможным приведение результатов, полученных на разных отработочных позициях, например КОАП бортовой и наземной аппаратуры, к единой шкале времени при отработке на совмещенной позиции.

В заключение в качестве подтверждения эффективности внедрения предложенного САПР отметим, что в результате применения системы удалось сократить длительность одной итерации разработки КД и ПО за счет минимизации времени проведения испытаний. Время отработки (одной итерации) сокращено на 60%, что подтверждено как теоретически (с применением методики моделирования параметров отработочной позиции), так и на практике (на КОАП НАСУ по темам Союз-2, Союз-СТ, Союз-2.1в).

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ И ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ МАЛОГАБАРИТНОЙ ЦВС БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Зелизко Д.И., Уманский А.Б., Сарапулов А.В.

*г. Екатеринбург, НПО автоматике
им. академика Н.А. Семихатова
avt@npoa.ru*

В настоящее время существует тенденция к увеличению масштабов эксплуатации малогабаритных авиационных систем. В частности, актуальным становится использование беспилотных

летательных аппаратов (ЛА), которые выполняют различные функции, такие как доставка посылок, организация телекоммуникационных сетей, фотографирование местности и т.д.

Небольшие по размерам ЛА не имеют способности нести на борту полноценную резервированную систему управления ввиду ограничений по габаритно-массовым характеристикам. Вследствие этого приходится применять нерезервированную управляющую ЦВС с распределенными вычислительными мощностями. При этом надежность и работоспособность системы управления должна обеспечиваться программно-алгоритмическими средствами самоконтроля с минимальной аппаратной поддержкой.

В работе рассматривается вычислительная система, в которой к дублированной магистрали подключены резервированный системный модуль (СМ), нерезервированные вычислительные модули (ВМ), каждый из которых решает собственную последовательность задач, и модуль связи (МС), обеспечивающий связь с внешними абонентами.

Функционирование каждого ВМ контролируется СМ. Модули синхронизируются друг с другом раз в цикл с помощью одновременной записи в триггер прерываний ВМ. В каждом модуле на основании выполнения алгоритма формируется признак работоспособности. СМ считывает для анализа ячейку с данным признаком и обнуляет ее. При отказе ВМ или передаче недостоверной информации активируется система спасения (СС). При ошибках передачи данных происходит сброс ВМ и восстановление сбившегося канала. Если признак не был сформирован за три цикла в одном из ВМ, то подается сигнал ошибки и срабатывает СС. Каждый ВМ, выполняя расчеты, проверяет вхождение результатов в допустимые зоны. Выход за границы формирует соответствующий признак для СМ, обозначая возникновение ошибки в полетной программе. На основании данного признака ЛА также активируется СС.

Межмодульный обмен осуществляется по одной из двух магистралей, где достоверность передаваемой информации определяется проверкой контрольной суммы.

Также рассматриваются ситуации, в которых задачи, возлагаемые на отказавший ВМ, не являются критичными для функционирования ЛА. Например, неисправный модуль служил для расчета телеметрической информации, которая не оказывает влияния на основные системы. В этом случае ЛА продолжает процесс функционирования, переходя на программу возвращения «домой».

КАНАЛ РЕЗЕРВИРОВАНИЯ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Каннер М.Г., Косарев В.А., Майборода С.В.

г. Зеленоград, АО «НИИ «Субмикрон»

mgk@se.zgrad.ru

Разработка канала резервирования (КР) бортового вычислителя беспилотного маневренного летательного аппарата (БПЛА) требует взвешенного подхода при выборе внешних и внутренних интерфейсов связи и элементной базы, которые в свою очередь будут определять такие параметры изделия, как энергопотребление, производительность, надежность, средства настройки и отладки, а также технологичность производства и ремонтпригодность. Отличительной особенностью разработки КР являются создание протоколов функционирования и подготовка средств настройки и отладки на всех этапах: от макета до штатного образца. Вместе с этим приходится решать задачи импортозамещения и тестирования в соответствии со стандартами используемых интерфейсов и разработанными протоколами.

Ключевым вопросом разработки КР является разработка методик и средств поиска ошибок на этапе отработки опытных образцов изделия. Недостаточность проработки этого вопроса приводит к производству штатных изделий со скрытыми проблемами, не выявленными ранее, что может повлечь за собой не только сбой штатного изделия в системе заказчика, значительно затрудняющие выявление причин сбоев, но и непосредственно в БПЛА, а это мо-

жет привести к его потере во время испытаний или штатной эксплуатации. Поэтому крайне важно еще на этапах проработки технического задания и разработки макета или опытного образца параллельно проводить проработку методик и средств тестирования бортового вычислителя как в целом, так и его составных частей.

Типовая структура КР бортового вычислителя подразумевает вычислительный узел на базе одного или нескольких процессоров, узел постоянной памяти для хранения начальных данных, необходимых для начала работы, узел оперативной памяти, задача которого состоит в хранении промежуточных данных и обеспечении работы вычислительного узла, узел периферии, обеспечивающий связь КР с внешними абонентами, и узел питания.

Предлагается реализовать вычислительный узел на базе 2-х процессоров для распределения задач управления и вычисления в КР и увеличения производительности бортового вычислителя в целом, использовать в узле оперативной памяти микросхемы памяти типа DDRII или DDRIII, что позволит существенно снизить потребление и уменьшить помеховый фон, реализовать прямой доступ к памяти со стороны внешних интерфейсов, позволяющий отлаживать данный узел без задействования вычислительного узла.

МОДУЛЬ УПРАВЛЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ РЕЗЕРВАМИ БОРОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Каннер М.Г., Косарев В.А., Майборода С.В.

г. Зеленоград, АО «НИИ «Субмикрон»

kosarev@se.zgrad.ru

Известны оптимальные подходы [1] к построению высоконадежных систем управления полетом (СУП) маневренных летательных аппаратов с неустойчивыми аэродинамическими компоновками (высокая надежность, применение подхода «канал-модель», децентрализация элементов управления). Отличительной особенно-

стью СУП беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является работа на базе вычислительного модуля (ВМ) с «холодным» резервом, что имеет ряд преимуществ: пониженные требования к системе энергоснабжения, отсутствие систем межканального взаимодействия, большая устойчивость к воздействию специальных факторов. Вместе с этим требуется решать задачи: соединения информационных каналов ВМ и его «холодного» резерва для управления узлами и агрегатами БПЛА; определения годности ВМ; комфортного перехода на «холодный» резерв. Важным направлением в развитии БПЛА является отказ от архаичных системных ограничений и применение технологий на базе накопленного опыта [2].

Ключевой проблемой СУП маневренных БПЛА с неустойчивыми аэродинамическими компоновками на базе ВМ с «холодным» резервом является величина времени неуправляемого (малоуправляемого) полета, которая складывается из суммы временных интервалов: работа на сбившемся ВМ до момента фиксации сбоя; реакция на сбой методом перехода на «холодный» резерв; загрузка программного обеспечения «холодного» резерва и выполнение экспресс-тестов; загрузка полетного задания; загрузка промежуточных результатов предыдущей итерации решения задачи. В связи с этим становится актуальной задача оптимизации архитектуры модуля управления и восстановления резервами (МУВР) с целью минимизации времени неуправляемого полета.

Типовая структура МУВР предполагает наличие высоконадежной оперативной памяти (ВОП), работающей в «горячем» режиме, в задачи которой входит хранение полетного задания и промежуточных результатов очередной итерации решения задачи, при этом накладываются повышенные требования к пропускной способности интерфейса связи ВМ-МУВР.

Предлагается дробление ВОП с переносом ее основной части в ВМ для уменьшения времени загрузки полетного задания и замена на магниторезистивную память (MRAM) для работы в «холодном» режиме, что дополнительно повышает устойчивость к воздействию специальных факторов.

Литература

1. Константинов С.В., Каннер М.Г., Косарев В.А. и др. Особенности алгоритмов и архитектуры системы управления перспективного маневренного самолета // Полет. 2008. № 9. С.25-34.

2. Каннер М.Г., Константинов С.В., Косарев В.А. Технология проектирования систем управления перспективных маневренных беспилотных летательных аппаратов // Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: II Всероссийская научно-техническая конференция (Москва, 24-26 октября 2012 г.). – М.: МОКБ «Марс», 2012. – С. 62-65.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДАМИ «УДАРНОГО» БЕСПИЛОТНОГО МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Каннер М.Г.¹, Константинов С.В.², Косарев В.А.¹

г. Зеленоград, АО «НИИ «Субмикрон»¹

г. Москва, ОКБ Сухого²

mgk@se.zgrad.ru

В настоящее время требования к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА) трансформировались от авиамодельных конструкций видеонаблюдения до требований летательных аппаратов, а современные самолеты 4+, 4++ и 5-х поколений (СУ-35, Т-50) уже имеют в своем составе элементы беспилотных систем [1]. Исходя из этого разработка перспективных БПЛА на сегодняшний день представляется в отработке БПЛА на основе применения опыта по созданию классических ЛА, в том числе и прямое заимствование отдельных приборов и агрегатов системы управления приводами (СУП), используемых для современных высокоманевренных самолетов.

Как показывают результаты проектно-поисковых работ, выполненных АО «НИИ «Субмикрон», ПМЗ «Восход», ОКБ Сухого и ЦАГИ, для перспективных СУП должен использоваться принцип встраивания цифровых микроконтроллеров в позиционный контур управления приводами [2]. В этом случае открываются принципиально новые возможности улучшения качества управления руле-

выми поверхностями путем использования цифровых адаптивных регуляторов (АР). При этом могут использоваться весьма сложные алгоритмы коррекции рабочих процессов сервопривода без усложнения аппаратной части привода.

Такой схмотехнический подход позволяет интегрировать вычислительные устройства и рулевой привод в единый комплекс. Ряд технических решений данного подхода был использован при разработке цифровой комплексной системы управления (КСУ) для самолета СУ-35. Их также предлагается использовать для СУП БПЛА.

Использование перспективной СУП позволяет повысить уровень безопасности полета за счет реализации новых технических решений:

- децентрализация отдельных элементов СУП и размещение вычислительных устройств по разным бортам БПЛА. Это позволяет при выходе из строя отдельных блоков СУП обеспечить функциональное взаимозамещение и практически избежать полной потери управляемости самолета даже при потере функции управления рулевыми приводами отдельных органов управления (реконфигурация структуры и алгоритмов управления);

- реализация в КСУ управления рулевыми приводами резервных алгоритмов управления, которые позволят сохранить управление самолетом с третьим уровнем управляемости по ОТТ ВВС-86.

Таким образом, реализация рассмотренных в данной работе схмотехнических и конструктивных решений позволяет существенно повысить показатели качества рулевых приводов и обеспечить требуемый уровень отказоустойчивости систем управления полетом для перспективного «ударного» БПЛА.

Литература

1. Каннер М.Г., Константинов С.В., Косарев В.А. Технология проектирования систем управления перспективных маневренных беспилотных летательных аппаратов // Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: II Всероссийская научно-техническая конференция (Москва, 24–26 октября 2012 г.). – М.: МОКБ «Марс», 2012. – С. 62–65.

2. Константинов С.В., Каннер М.Г., Косарев В.А. и др. Применение новых подходов для разработки рулевых приводов перспективных маневренных самолетов // Полет. 2009. № 3. С.28–37.

СТРУКТУРНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Каннер М.Г., Косарев В.А., Майборода С.В.

*г. Зеленоград, АО «НИИ «Субмикрон»
mgk@se.zgrad.ru*

При разработке вычислителя БПЛА, функционирующего в жестких условиях специальных факторов (СФ), потребовалось решить типичную задачу создания сбое- и отказоустойчивой системы из неустойчивых элементов к данному внешнему воздействию фактору.

Исходя из того факта, что канал резервирования в выключенном состоянии не подвержен воздействиям СФ и толерантен к их значениям, предложен вариант дублирования с «холодным» резервом вычислительного модуля (ВМ) и постоянно включенным модулем управления резервами и их восстановлением (МУРиВ) [1].

Помимо преимуществ в части устойчивости к СФ предложенная структурная схема обладает меньшими затратами на оборудование, а соответственно, и меньшим энергопотреблением; но в то же время требуется решать задачу переключения на «холодный» резерв и связанные с этим проблемы минимального времени перехода на резерв и восстановления данных в «холодном» резерве.

Для фиксации факта воздействия и последующего выключения «горячего» резерва в структуру вычислителя введен датчик СФ, сигналы которого через мажоритарную схему инициируют переключение резервов и восстановление работы ВМ по данным из магниторезистивной памяти (MRAM) МУРиВ по окончании воздействия СФ. MRAM-память размером 2Mx32 использует коды Хэмминга, в которых на каждые 32 разряда данных используются

32 контрольных разряда, позволяющих исправлять от 2-х до 12-ти ошибок.

ВМ через МУРiВ осуществляет управление узлами и агрегатами БПЛА с привязкой к сигналам точного времени ГЛОНАСС/GPS (метка времени) по интерфейсам ГОСТ Р 52070-2003, Ethernet и RS 485 и циклически упаковывает промежуточные данные в MRAM-память МУРiВ для последующего восстановления вычислительного процесса при переключении резерва.

В настоящее время изготовлены опытные образцы вычислителя БПЛА. Проведены лабораторные и предварительные испытания.

Литература

1. Руднев Г.П., Литвицкий К.В., Каннер М.Г., Косарев В.А. Результаты испытаний сборки из микросхем АРА450-PQ208I, HI-1574PST, ADP3335ARM-2,5 и DVHF283R3SF в условиях воздействия ИИ // Радиационная стойкость электронных систем – Стойкость-2011: Российская науч. конф. (ФГУП «НИИП», г. Лыткарино, 7–8 июня 2011 г.). – М.:НИЯУ МИФИ, 2011. С.53–54.

ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РАЗВИТИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Кравчук С.В., Петров А.Б.

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

В докладе рассматриваются вопросы создания, внедрения и эксплуатации системы автоматизированного проектирования бортового программного обеспечения (САПР БПО) вычислителей СУ (БКУ) разработки МОКБ «Марс» для летательных аппаратов атмосферного и космического назначения.

Представлен анализ «ручной» бумажной технологии проектирования БПО вычислителей СУ (БКУ) ЛА, сложившийся в 80-х ÷ 90-х годах XX века. Отмечены недостатки, сопровождающие применение этой технологии, и сформулированы принципы построения САПР БПО СУ, реализованные МОКБ «Марс». В том числе

обоснован выбор программных продуктов, используемых как при разработке компонент САПР БПО, так и в процессе работы самих компонент.

Кратко описана технология проектирования БПО СУ (БКУ), базирующаяся на внедрении разработанного САПР. Отмечено значительное снижение времени на сборку очередных версий БПО и практическое отсутствие программных ошибок.

Перечислены особенности процесса проектирования БПО с использованием САПР: начальное наполнение базы данных программных модулей, исключение несанкционированных коррекций ПО при согласованном облике версии, базирующегося на вертикальной системе заявок, системе отработки программных модулей и версий в целом на математических и полунатурном стендах в замкнутом контуре.

Внедрение САПР БПО и соответствующей базы данных программных модулей позволило объективно решать вопросы унификации и преемственности модулей БПО для различных изделий. В настоящее время в базе данных более 10,5 тысяч программных модулей. Внедрение САПР позволило автоматизировать все рутинные работы при создании ПО и значительно повысить производительность труда.

КОНФИГУРАЦИОННОЕ УПРАВЛЕНИЕ В РАЗРАБОТКЕ ВСТРОЕННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БПЛА С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ ГОСТОВ

Кузьмин С.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

sergey.a.kuzmin@gmail.com

Встроенное программное обеспечение (ВПО) должно обеспечивать безотказную работу БПЛА. Для обеспечения высокой степени отказоустойчивости и надежности в процессе разработки программного обеспечения должны использоваться стандартизированные процедуры. Для встроенного ПО БПЛА основополагающими

стандартами являются ГОСТ Р 51904-2002 и КТ-178 (DO-178). Разработка систем управления БПЛА в части программного обеспечения носит повторяющийся характер, создаются аналогичные программные комплексы, имеющие отличия в специфичных частях (работы с аппаратурой, составными частями системы управления, по функциональной задаче). На базе готовых решений за счет многократных доработок и изменений создается новая версия ВПО. Важными задачами являются: а) определение такой базы, б) возможность гарантированной идентификации проведенных изменений, в) возможность гарантированного получения «снимка» программного обеспечения на определенный (заданный) момент времени и превращение его в «базу» для новых версий ВПО.

Процедурой, регламентируемой ГОСТ и позволяющей решить данные задачи, является конфигурационное управление (КУ) [1]. Конфигурация – организованная совокупность объектов конфигурации. Объектами конфигурации могут быть любые результаты деятельности по разработке ПО (коды программ, документы, загружаемые модули, аппаратура). Конфигурация, состав которой утвержден и может быть гарантированно идентифицирован, назначается базовой конфигурацией, т.е. становится «базой» для всех новых версий ВПО. Такая конфигурация содержит согласованные между собой объекты (код – документы – аппаратура). Управление изменениями конфигурации является отдельной жестко регламентированной процедурой. Ее использование позволяет идентифицировать как условия, повлиявшие на создание данного изменения, так и возможное влияние на другие объекты конфигурации и конфигурацию в целом.

Для обеспечения требований ГОСТ в части КУ требуется интеграция его методов в процесс разработки встроенного программного обеспечения. Это приводит к необходимости выделения специальных должностей или специальных должностных компетенций и введения дополнительных процедур, обеспечивающих элементы управления конфигурациями. В связи со сложностью организации данного процесса необходимо обеспечивать его информационную поддержку средствами автоматизации, используемыми в процессе

разработки ВПО. Методы и средства конфигурационного управления позволяют сократить время и затраты на создание новых версий встроенного программного обеспечения БПЛА и обеспечивать высокое качество.

Литература

1. ГОСТ Р 51904-2002. Программное обеспечение встроенных систем. Общие требования к разработке и документированию. – М.: Госстандарт России, 2002.

СИСТЕМА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ВЕРИФИКАЦИИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Тюгашев А.А.

*г. Самара, СГАУ имени С.П. Королева
tau797@mail.ru*

Управление современными изделиями ракетно-космической техники (включая нано- и даже пикоспутники) осуществляется с применением бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ). При этом реализация логики управления бортовыми системами как в штатных, так и в нештатных ситуациях осуществляется программным обеспечением. Ошибка в БПО может привести к катастрофическим последствиям, включая потерю дорогостоящих космических аппаратов – результата трудов многотысячных коллективов различных предприятий (в том числе, международных проектов) на протяжении ряда лет. Неудивительно, что проектированию и отработке БПО уделяется большое внимание. БПО проходит многостадийную отладку с использованием имитационных моделей бортовой аппаратуры на специальных стендах. Эти процессы весьма трудоемки и занимают продолжительное время. При этом по оценке специалистов ЦНИИмаш [1], стоимость создания комплекса программного обеспечения системы управления изделием РКТ на порядок превосходит стоимость создания аппаратных средств БЦВМ. По времени разработка бортового программного обеспечения может являться

критическим путем на сетевом графике работ по созданию авиационного или космического комплекса в целом [2].

Под руководством автора по заказу АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск, реализуется проект создания инструментального программного комплекса СИПР МП (система интеллектуальной поддержки процессов проектирования и верификации макропрограмм интегрального управления КА). Назначением системы является снижение трудоемкости разработки одной из ключевых частей БПО – макропрограмм автономного управления КА, повышение надежности и качества программ за счет достижения лучшего взаимопонимания в коллективе разработчиков, автоматизации процессов тестирования на наземном отладочном комплексе и генерации программной документации.

СИПР МП состоит из следующих основных частей: интегрирующей оболочки, средств визуализации и графического конструирования макропрограмм, средств генерации тестов, средств исполнения тестов, средств документирования. Средства визуализации и графического конструирования обеспечивают представление создаваемых программ в наглядной и эргономичной форме, включая внутреннюю структуру программы и межпрограммные связи. Средства генерации тестов обеспечивают с использованием подхода «белого ящика» автоматическое построение набора тестов с заданной степенью покрытия (покрытие путей и покрытие ветвей/условий). Средства документирования на основе гибко настраиваемых шаблонов документов позволяют автоматически генерировать актуальную программную документацию с контролем версий и соответствия документа программе.

Литература

1. А.А. Тюгашев, И.А. Ильин, И.Е. Ермаков. Пути повышения надежности и качества программного обеспечения в космической отрасли // Управление большими системами. Сборник трудов. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Вып. 39 2012, С. 288–299.
2. Авиастроение. Том 6 (Итоги науки и техники, ВИНТИ АН СССР). М., 1978.

АРХИТЕКТУРА БОРТОВОГО КОМПЬЮТЕРА ТИПА «СИСТЕМА НА КРИСТАЛЛЕ» ДЛЯ СВЕРХМАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ханов В.Х., Чекмарёв С.А., Шахматов А.В.

*г. Красноярск, СибГАУ
khvkh@mail.ru*

Бортовой комплекс управления (БКУ-СнК) разработан для сверхмалого космического аппарата (СМКА) класса CubeSat. Одна из задач СМКА продемонстрировать ряд новых для отечественного космического приборостроения технологий в условиях жестких ограничений на габариты, массу, электропотребление, характерных для аппаратов данного класса.

Архитектура БКУ-СнК удовлетворяет следующим основополагающим принципиальным решениям:

- обеспечивает низкие массогабаритные показатели за счет использования технологии «система на кристалле» и использование пакетной конструкции СМКА с межплатными разъёмными соединителями для организации сетевого способа взаимодействия бортовых систем и полезной нагрузки на основе технологии SpaceWire;
- использует многократно перепрограммируемые FPGA типа flash компании MicroSemi индустриального исполнения;
- использует открытые soft IP-блоки процессорного ядра LEON3 и внутрисистемной шины AMBA 2.0;
- обеспечивает повышенную сбоеустойчивость за счет архитектурных способов резервирования.

Данные технические решения позволят разработать БКУ-СнК, соответствующий мировой практике электронного космического приборостроения малых и сверхмалых космических аппаратов. Срок завершения разработки – 4-й квартал 2015 г.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение № 14.574.21.0041 от 19.06.2014.

Секция 5

ПРОБЛЕМЫ КАЧЕСТВА, НАДЕЖНОСТИ И МЕТРОЛОГИИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ, ПРОИЗВОДСТВЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

НАЗЕМНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА – ВАЖНАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА И НАДЕЖНОСТИ ИЗДЕЛИЙ РКТ

Андрианов Л.С.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Международный и отечественный опыт доказывает, что гарантией стабильности качества сложных наукоемких изделий, в создании которых принимает участие большое количество различных организаций, служит эффективная система качества и надежности, действующая в ракетно-космической промышленности и определяющая порядок, методы проведения и взаимодействия всех участников работ при проектировании, разработке, экспериментальной отработке, изготовлении и эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ).

В настоящее время порядка 75% всех отказов, которые остаются невыявленными вследствие недостаточности объемов наземно-экспериментальной отработки (НЭО), проводимой до начала летных испытаний, носят производственный характер. Это одна из главных причин неудачных пусков, наряду с которой можно выделить следующие:

- неполное выполнение предприятиями промышленности требований руководящих нормативных документов, в том числе РК-98-КТ, РК-11-КТ;

- слабая технологическая подготовка производства и технологического обеспечения изготовления изделий и его составных частей;
- низкое качество поставляемых предприятиями-соисполнителями материалов и комплектующих элементов, в том числе ЭКБ;
- ослабление исполнительской дисциплины при изготовлении составных частей и узлов изделий;
- нарушения организациями-разработчиками установленного порядка применения элементной базы;
- недостаточная квалификация кадров;
- низкий контроль со стороны ОТК и ВП МО.

Определяющим и основным фактором обеспечения надежности изделий РКТ является качество материалов и комплектующих.

Применение ЭКБ импортного производства обусловлено двумя причинами:

- 1) почти вся серийно выпускаемая отечественная элементная база, предлагаемая разработчикам РЭА, по техническим характеристикам уступает зарубежному уровню;
- 2) ряд функционально сложных изделий ЭКБ российскими предприятиями до настоящего времени не выпускаются.

В образцах КТ применение ЭКБ отечественного производства может быть приемлемым только для КА, срок активного существования которых не превышает 7–10 лет.

Требуемый уровень надежности бортовой аппаратуры может быть достигнут путем производства в РФ высококачественной ЭКБ по технологиям, обеспечивающим наилучшие показатели надежности и радиационной стойкости образцов космической техники.

Задачами МОКБ «Марс» в целях повышения качества изделий собственного производства являются:

1. Реализация мер по повышению качества и надежности создаваемой РКТ, а именно:
 - выбор и применение ЭРИ, отбраковка и т.п. – важнейшая часть НЭО;

- применение САПР и уменьшение влияния человеческого фактора;
 - введение фото- и видеонаблюдения в технологическую цепочку контроля;
 - применение современного оборудования и новых технологий;
 - автоматизация производства;
 - повышение квалификации сотрудников;
 - научное и нормативно-методическое обеспечение;
 - выполнение в полном объеме НЭО.
2. Взаимодействие при решении производственных задач с поставщиками ПКИ и потребителями поставляемых изделий РКТ.
 3. Взаимодействие с Заказчиком.

РАЗРАБОТКА ВЫСОКОТОЧНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ

**Воробьев В.В., Горячев О.В., Ефромеев А.Г.,
Морозов О.О., Огурцов А.А.**

*г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»
info@sau.tsu.tula.ru*

Рассмотрен подход к разработке прецизионного одностепенного стенда углового вращения, который предназначен для экспериментальной отработки информационно-измерительных устройств летательных аппаратов, в частности блоков инерциальных чувствительных элементов (БИЧЭ), включающих в свой состав гироскопические датчики угловых скоростей и угловых перемещений.

Особенностью решаемой задачи являются жесткие требования к точности и плавности воспроизведения угловой скорости платформы в широком диапазоне значений: от десятых долей до тысяч градусов в секунду.

Стенд содержит силовую и информационно-управляющую подсистемы. Силовая подсистема реализуется на базе синхронного

бесконтактного моментного двигателя типа ДБМ-70 с цифровым (микропроцессорным) управлением и широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) в канале усиления сигналов. Двигатель непосредственно без редуктора соединен с поворотной платформой, на которой устанавливается БИЧЭ.

Информационно-управляющая подсистема осуществляет управление режимом работы привода и регистрацию в реальном времени телеметрической информации (угловое положение, скорость и ускорение платформы, токи в обмотках двигателя, величины управляющих воздействий, сигналы с выходов БИЧЭ и т.д.) с возможностью ее последующей обработки, визуализации, анализа и хранения. Подсистема реализована как иерархическая вычислительная система, включающая ПЭВМ, информационный и управляющий вычислители, устройства сопряжения, усиления и электропитания.

Разработана теория проектирования одно- и трех-ступенных стендов, предназначенных для отработки навигационных блоков и их чувствительных элементов. Для анализа и синтеза системы привода построена нелинейная модель, в которой учтены основные факторы, влияющие на динамику и точность: ШИМ, дискретность регулятора и фотоимпульсного датчика угла (ФИД), сухое трение в подшипниках. При этом реализована так называемая «динамическая модель» трения, учитывающая нелинейный характер при преодолении двигателем момента трения покоя. Отработаны структура и параметры дискретных регуляторов для характерных диапазонов угловых скоростей. Разработаны методики синтеза регулятора, а также алгоритмическое и программное обеспечение встраиваемых микропроцессорных блоков, конструкция и элементный состав стенда. По экспериментальным данным методом планирования эксперимента построена регрессионная модель, позволяющая оценивать влияние на точность таких факторов, как параметры сил трения, частота ШИМ и разрядность ФИД. На ее основе уточнены рекомендации для синтеза. Разработаны программы испытаний стенда и БИЧЭ.

Стенд позволяет перенести часть натурных (полигонных) испытаний БИЧЭ в лабораторные условия, существенно повысить их производительность, облегчить диагностику причин неисправностей и таким образом снизить затраты времени и средств на разработку изделия. Следует отметить, что низкая стоимость изготовления и отечественная элементная база стенда обеспечивают его конкурентные преимущества в условиях курса Правительства России на импортозамещение.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВНУТРИСИСТЕМНОЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Гайнутдинов Р.Р., Чермошенцев С.Ф.

*г. Казань, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева
emc-kai@mail.ru*

Проблема прогнозирования и обеспечения электромагнитной совместимости (ЭМС) бортового электротехнического, электронного и радиоэлектронного оборудования летательных аппаратов приобретает новое очертание при разработке и проектировании беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Проблема обеспечения внутрисистемной ЭМС БПЛА приобретает большую актуальность в результате: усложнения электромагнитной обстановки на всех этапах жизненного цикла БПЛА (от изготовления до применения), обусловленного большой насыщенностью БПЛА бортовым оборудованием; расширения спектра внутрисистемных электромагнитных помех БПЛА; внедрения автоматизированных систем управления и контроля на основе современной элементной базы; расширения применения устройств на основе электроники для управления исполнительными механизмами, которые заменяют механические и гидравлические; изготовления БПЛА из композитных (углепластиковых, стеклопластиковых и др.) материалов.

Для решения проблемы обеспечения ЭМС бортового оборудования БПЛА необходимо вначале провести детальное прогнозирование возможных электромагнитных влияний. В настоящее время вопросы прогнозирования внутрисистемной ЭМС БПЛА не нашли должного отражения в научно-технической литературе. Подходы к решению проблемы обеспечения ЭМС БПЛА на поздних стадиях разработки в большинстве случаев требуют существенной корректировки конструкции разработанного БПЛА. В результате может потребоваться изменение компоновки (размещения) оборудования, что приведет к изменению трассировки линий связи. В итоге затягиваются общие сроки разработки БПЛА, и увеличивается стоимость проекта.

Целью данной работы является обеспечение внутрисистемной ЭМС бортового оборудования БПЛА на основе ее детального прогнозирования.

Можно выделить следующие основные источники внутрисистемных электромагнитных помех в БПЛА:

1. Электромагнитное влияние радиопередатчиков. Необходимо исследовать механизмы и провести прогнозирование влияния радиопередатчиков. Последние влияют на радиоприемники через антенные системы, а излучения антенн радиопередатчиков ухудшают электромагнитную обстановку на БПЛА.

2. Побочные электромагнитные излучения от бортового оборудования БПЛА. Необходимо контролировать максимальные значения напряженности электромагнитного поля, а также оценивать индексы влияния побочных электромагнитных излучений от блоков и линий связи на антенные системы радиоприемников БПЛА.

3. Перекрестные электромагнитные помехи. Необходимо обеспечить качественную трассировку кабелей при конкретном варианте компоновки бортового оборудования по отсекам БПЛА. При решении данной задачи необходимо оценить возможные перекрестные электромагнитные помехи в кабелях связи.

4. Кондуктивные электромагнитные помехи. Следует выполнить анализ возможных кратковременных снижений напряжения

электропитания, а также оценить бортовое оборудование на предмет генерирования им мощных электромагнитных помех и возможности возникновения нежелательных взаимодействий.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СТОЙКОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К ВОЗДЕЙСТВИЮ РАЗРЯДОВ МОЛНИИ

Гайнутдинов Р.Р., Чермошенцев С.Ф.

*г. Казань, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева
emc-kai@mail.ru*

Обеспечение электромагнитной совместимости (ЭМС) и стойкости бортового оборудования летательных аппаратов приобретает актуальность в современной авиационной отрасли и, в частности, при проектировании, разработке беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и авиационных комплексов. Внешние электромагнитные воздействия всегда носили угрозу стойкости летательных аппаратов и качественному функционированию бортового оборудования. В настоящее время наибольшую актуальность данные проблемы принимают в результате следующих основных факторов:

- усложнение электромагнитной обстановки на всех этапах жизненного цикла изделия (от изготовления до применения), обусловленное микроминиатюризацией БПЛА и его большой насыщенностью радиоэлектронным, вычислительным, авиационным и целевым бортовым оборудованием различного назначения;
- нарастающая скорость внедрения автоматизированных систем управления и контроля на основе современной элементной базы, в частности, микропроцессоров и микро-ЭВМ; кристаллы полупроводниковых интегральных микросхем, имеющие меньшие физические размеры и уровни информационных и питающих напряжений и, как прямое следствие этого, в большей степени испытывающие сбои или повреждения из-за электромагнитных воздействий;

- расширенное применение электроники для управления исполнительными механизмами, которые заменяют механические и гидравлические устройства;

- изготовление БПЛА из композитных (углепластиковых, стеклопластиковых и др.) материалов приводит к усложнению задачи обеспечения стойкости БПЛА к мощным электромагнитным воздействиям;

- наряду с существующими источниками мощных электромагнитных воздействий (разряды молнии и статического электричества) появляются новые преднамеренные электромагнитные воздействия, которые являются оружием поражения авионики;

- существующие методики исследований стойкости БПЛА к мощным электромагнитным воздействиям не учитывают специфику БПЛА (размещение бортового оборудования, точные геометрические и электрофизические параметры, резонансные эффекты) и, естественно, требуют существенной доработки в случае применения композитных материалов в конструкции БПЛА.

Целью данной работы является исследование стойкости беспилотного летательного аппарата к разрядам молний и выработка рекомендаций по ее обеспечению.

В рамках достижения данной цели рассмотрены следующие задачи:

- 1) Анализ современного состояния обеспечения стойкости БПЛА к разрядам молний.

- 2) Разработка моделей для исследования стойкости БПЛА к разрядам молний и анализа качества функционирования бортового оборудования.

- 3) Моделирование влияния разрядов молний на БПЛА и качество функционирования бортового оборудования.

- 4) Выработка рекомендаций по обеспечению стойкости БПЛА к разрядам молний.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ОРГАНИЗАЦИОННОГО ДОКУМЕНТООБОРОТА НА РАЗРАБАТЫВАЮЩЕМ ПРЕДПРИЯТИИ

Гусева О.В.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»
asd123455@yandex.ru*

Рассматривается стохастическая математическая модель планирования работ на разрабатывающем предприятии, учитывающая трудоемкость выполнения работ, вероятность срыва плановых сроков, временные задержки на доведение сведений о несвоевременном выполнении работы до руководства и принятие управленческих решений. Методика моделирования планирования НИОКР, основанная на данной математической модели, позволяет оценивать сроки выполнения работ и загрузку подразделений-исполнителей. Она ориентирована на предприятия, разрабатывающие сложную наукоемкую продукцию, какой, например, являются бортовые системы управления беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов [1], и использует нормативные требования, предъявляемые к проведению НИОКР (см., например, [2, 3]).

В модели рассматривается возможность невыполнения первоначального планового срока. При этом с заданной вероятностью время выполнения работы представляет собой сумму равномерно распределенных случайных величин:

$$t_w = t_{w0} + t_s + t_u + t_{w1},$$

где t_{w0} – первоначальное плановое время выполнения работы, t_s – время получения сообщения о невыполнении работы в срок, t_u – время принятия управленческого решения по завершению работы, t_{w1} – дополнительное время, требующееся для завершения работы.

Исходные данные, необходимые при планировании, могут быть получены в результате экспертных оценок, а также на основании результатов выполнения предыдущих НИОКР.

Литература

1. Проектирование и испытание бортовых систем управления: Учебное пособие / Под ред. А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. – 344 с.: ил.
2. ГОСТ Р 15.201-2000 Система разработки и постановки продукции на производство. Продукция производственно-технического назначения. Порядок разработки и постановки продукции на производство.
3. ГОСТ 15.101-98 Межгосударственный стандарт. Система разработки и постановки продукции на производство. Порядок выполнения научно-исследовательских работ.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЭКРАНИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ КАБЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ. СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

Жегов Н.А., Жуков П.А., Марченко М.В.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»
terran35@mail.ru*

Расчет и экспериментальное исследование эффективности экранирования являются составными частями процесса проектирования бортовых кабелей летательных аппаратов. Эффективность экранирования может быть определена с помощью различных методов, один из которых основан на экспериментальном определении сопротивления связи. Сопротивление связи определяется, например, с помощью коаксиальной или триаксиальной установки.

Частотная зависимость эффективности экранирования рассчитывается по формуле

$$S_{ЭI}(f) = \frac{I_0(f)}{I_1(f)}, \quad (1)$$

где $I_0(f)$ – ток, протекающий по экрану кабеля; $I_1(f)$ – ток на внутреннем проводнике; f – частота.

Приближенная формула вычисления эффективности экранирования при условии, что сопротивление связи определено, имеет вид

$$S_{\text{Э}} = 20 \lg R_c - 20 \lg Z_{\text{св}} = 34 - 20 \lg Z_{\text{св}} \text{ [дБ]}, \quad (2)$$

где $Z_{\text{св}}$ – экспериментально определенное полное сопротивление связи; $R_c = 50 \text{ Ом}$ – согласующее сопротивление в коаксиальной установке.

Формула (2), которая следует из формулы (1), справедлива для кабелей длиной не более одного метра и частот, не превышающих 3 МГц. Для более высоких частот необходимо учитывать падение тока из-за возрастающего индуктивного сопротивления экрана кабеля.

Другой экспериментальный метод определения эффективности экранирования основан на воздействии электромагнитного поля, создаваемого, например, ТЕМ-камерой на кабели с одинаковой структурой, при условии, что один кабель обладает экраном, а второй – без экрана.

Частотная характеристика эффективности экранирования в данном случае определяется формулой

$$S_{\text{ЭВ}}(f) = 20 \lg \frac{U_0(f)}{U_1(f)} \text{ [дБ]},$$

где $U_0(f)$ – синфазное напряжение, наведенное на сопротивлении нагрузки, подключенном к внутренним проводникам кабеля без экрана; $U_1(f)$ – синфазное напряжение на сопротивлении нагрузки, подключенном к тем же внутренним проводникам кабеля с экраном.

Экспериментальные исследования показывают, что значения эффективности экранирования, полученные двумя вышеуказанными методами, могут существенно отличаться.

Данный вывод также подтверждается результатами компьютерного моделирования триаксиальной установки и моделирования воздействия электромагнитного поля на экранированный кабель со сплошным экраном.

Показано, что необходимо различать эффективность экранирования кабеля от воздействия тока, протекающего по экрану, и эффективность экранирования кабеля при воздействии электромагнитного поля.

Установлено, что электромагнитное поле наводит на внутренних проводниках синфазное напряжение, большее, чем напряжение, которое наводится током, протекающим по экрану кабеля в коаксиальной линии, при условии, что значения тока на экране в коаксиальной линии равны значениям тока, наведенного на экране электромагнитным полем.

На основе полученных результатов сформулирован вывод о том, что расчет значений синфазного напряжения с помощью сопротивления связи по формуле $U=I_0Z_{св}$, где I_0 – ток на экране кабеля, наведенный электромагнитным полем, $Z_{св}$ – сопротивление связи, может привести к значительным погрешностям.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВХОДНОГО ИМПЕДАНСА СИСТЕМЫ КАНАЛОВ ЭЛЕКТРОПОТРЕБЛЕНИЯ БПЛА ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Кирша А.В., Чермошнцев С.Ф.

г. Казань, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева

sapr@kai.ru

Тенденции развития авиации указывают на повсеместный переход на электрический привод в механических системах летательного аппарата (ЛА). Растет потребление электроэнергии электронными и радиоэлектронными средствами, расположенными на борту ЛА. Потребление электроэнергии может достигать 1 МВт. Увеличение числа и разнообразия потребителей электроэнергии на борту ЛА ужесточает требования к качеству электроэнергии, которые регламентируются стандартами ГОСТ Р 54073-2010 «Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии» и MIL-STD-704 «Aircraft electric

power characteristics». Одним из факторов, оказывающих существенное влияние на качество электроэнергии в системе электропитания (СЭП) ЛА, является согласование выходного импеданса первичных источников электропитания и входного импеданса каналов электропотребления (КЭП). В настоящее время наметилась устойчивая тенденция использования композитных материалов для изготовления корпуса ЛА, однако при этом конструктивная схема, использующая металлический корпус ЛА в качестве возвратного проводника и/или проводника заземления, не применима. В таком случае одним из вариантов реализации СЭП является система переменного трехфазного тока напряжением 200/115 В. При проектировании СЭП должна соответствовать требованию согласованности выходного импеданса первичного источника электропитания и входного импеданса КЭП.

Надежность функционирования СЭП ЛА в значительной степени определяется способностью ее системы управления реагировать на возможные неблагоприятные сочетания электрических процессов, обусловленных распределенностью и сложностью СЭП ЛА, сохраняя стабильность питающего напряжения. Требования к выходному импедансу первичного источника электропитания выбираются в зависимости от значения входного импеданса совокупности КЭП. Согласование импедансов в СЭП ЛА важно не только по соображениям надежности, но и с точки зрения КПД всей системы.

Для анализа СЭП ЛА исследуется как линейная динамическая система, к которой применяются методы операторного исчисления. Для эффективного решения этих задач, в том числе получения частотных характеристик системы, используется имитационное моделирование.

Объектом исследования в настоящей работе является СЭП ЛА в композитном корпусе. Основные варианты исполнения ЛА следующие: военно-транспортный, беспилотный, учебный.

Предмет исследования – внутренние кондуктивные помехи в СЭП ЛА в композитном корпусе, обусловленные типом нагрузки, а

также электрофизическими и топологическими параметрами кабельной сети.

Цель исследования – разработка подхода к решению задачи электромагнитной совместимости нагрузок и СЭП ЛА на этапе проектирования, в том числе за счет коррекции параметров закона управления преобразователя электроэнергетики.

Методом исследования является имитационное моделирование в программном комплексе MatLab/Simulink.

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И СЕРТИФИКАЦИЯ ТЕПЛОВИЗИОННОГО ИМИТАТОРА НАЗЕМНОЙ ОБСТАНОВКИ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ НАВЕДЕНИЯ

Кислицын Ю.Д., Хисматов И.Ф.

г. Москва, ГНЦ ФГУП «ГосНИИАС»

ihsm@gosniias.ru

Разработка авиационных систем наведения сопровождается процессами отработки и испытаниями, проводимыми в наземных условиях. Для проведения испытаний авиационных оптико-электронных систем «смотрящего» типа необходимо решать задачи воспроизведения параметров полей оптического излучения на входном зрачке исследуемой системы, изменяющихся во времени в соответствии с условиями полета воздушного судна. Тепловизионный имитатор наземной обстановки, разработанный в ФГУП «ГосНИИАС», позволяет формировать в динамике оптические поля ИК-излучения, которые содержат информацию о распределениях энергетической яркости наземных объектов, регистрируемых матричными приемными устройствами авиационных систем наведения. Воспроизведение полей оптического излучения, позволяющее испытывать системы наведения «смотрящего» типа, обеспечивается применением модуляции оптического потока микрозеркальной

матрицей, расположенной в осветительной части оптического тракта коллиматорного проекционного устройства.

Тепловизионный имитатор воспроизводит энергетическую яркость и разность приведенных (эквивалентных) радиационных температур потоков инфракрасного излучения в диапазоне длин волн 3–5 мкм оптического спектра. Предъявляются требования также и к геометрическим характеристикам воспроизводимого имитатором оптического потока. Для оценки энергетических и геометрических характеристик оптического потока тепловизионного имитатора разработана методика испытаний, согласованная со специалистами НПО «ГИПО». Объектом испытаний является оптический тракт коллиматорного проекционного устройства тепловизионного имитатора наземной обстановки. Оцениваемые характеристики: разность приведенных радиационных температур, диаметр выходного зрачка, угловое поле и угловое разрешение в пространстве предметов. Применяемые средства измерений: поверенный тепловизор-радиометр, две оптические подвижные платформы, имеющие две угловые и две линейные степени свободы, поверенная физическая модель черного тела. Вспомогательное оборудование: щелевая диафрагма.

Подвижные платформы, оснащенные микрометрическими средствами управления в каждом из каналов, позволяют воспроизводить и измерять угловые и линейные перемещения с точностями 0,1' и 0,1 мм (СКО ошибок) соответственно. Так как проекционное устройство тепловизионного имитатора является коллиматорным, методика начальной юстировки осей его систем координат с осями регистрирующей системы сводится к выполнению следующих требований. Оптические оси должны быть параллельны, а их взаимное линейное расположение должно обеспечивать минимизацию виньетирования потоков излучения в системе «коллиматорное устройство – тепловизор». Параллельность оптических осей контролируется посредством наблюдения на тепловизоре положения изображения перекрестия, а степень виньетирования – оценкой степени

неравномерности изображения белого фона, воспроизводимых имитатором.

Разработанная методика позволяет проводить испытания имитатора как средства измерения и сертификацию об утверждении его типа.

К ВОПРОСУ ОБ ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЦИФРОВОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Перепелкина С.Ю., Федотов А.А., Франк А.В.

г. Екатеринбург, АО «НПО автоматики»

им. академика Н.А. Семихатова»

avt@npoa.ru

Цифровая телеметрическая информация (ЦТМИ), формируемая, как правило, бортовой цифровой вычислительной системой и выдаваемая на контроль в систему телеметрических измерений, содержит основные текущие результаты расчета полетной программы и параметры взаимодействия с внешними абонентами. В связи с этим ЦТМИ обладает большой значимостью для фактического подтверждения логики построения и правильности функционирования системы управления и ее смежных систем в ходе летных испытаний и в процессе штатной эксплуатации различных объектов ракетно-космической техники. Кроме того, при возникновении в полете нештатной ситуации ЦТМИ зачастую является основным источником информации для анализа и поиска причин возникновения неисправности.

Как правило, процесс приема-передачи ЦТМИ сопровождается внесением в телеметрию различного рода искажений, связанных с атмосферными помехами, изменением направленности антенн изделия относительно Земли на участках разделения ступеней и пр. В связи с этим задача послеполетного восстановления максимально полной и достоверной ЦТМИ всегда является актуальной и востребованной.

В рамках одной из опытно-конструкторских работ по ракетно-космической тематике в АО «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова» разработано и успешно эксплуатируется специальное программное обеспечение формирования сводного (единого) потока цифровой информации. При этом для обеспечения полноты и достоверности ЦТМИ используется избыточность, заложенная на каждой стадии приема-передачи ЦТМИ, а также особенности структурного построения самого кадра ЦТМИ. Выборка для каждого слова результирующей кодировки из множества зарегистрированных осуществляется на основе индивидуального расчета так называемых оценочных функций достоверности, выступающих в качестве весовых коэффициентов.

В докладе рассматривается методика статистической оценки эффективности послеполетного восстановления ЦТМИ, заключающаяся в сравнительном анализе каждого из индивидуальных потоков, зарегистрированных приемно-регистрирующими станциям измерительных пунктов в процессе полета изделия, с результирующим единым потоком информации, выступающим в качестве эталона. Сравнение проводится путем подсчета пропущенных (неидентифицированных) кадров ЦТМИ, количества зафиксированных отличий в информационной и служебной частях слов кадра ЦТМИ и т.д. Рассчитывается уровень достоверности различных частей кадра ЦТМИ, а также отдельных приемно-регистрирующих станций. Дополнительно оценивается коррелированность искажений при переходе от станции к станции, от слова к слову, от разряда к разряду и пр. в рамках одного пуска и от пуска к пуску, что позволяет локализовать место и время возникновения искажений и установить их возможную причину.

Разработанная методика прошла успешную апробацию при обработке ЦТМИ по 20-ти пускам, проведенным в рамках рассматриваемой опытно-конструкторской работы. По результатам статистической обработки и анализа сформулированы рекомендации, предназначенные для практического использования методики в дальнейших разработках в области ракетно-космической техники.

ПРОБЛЕМЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ В ЭЛЕКТРОННОМ ОБОРУДОВАНИИ ДОЛГОЖИВУЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Реутов В.Г., Синельников В.В., Шеломанов Д.А.

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

К характеристикам надежности и стойкости электрорадиоизделий (ЭРИ) долгоживущих космических аппаратов даже с учетом используемого резервирования аппаратуры предъявляются весьма жесткие требования. Эти требования должны учитываться и при проведении разработок, направленных на постепенное замещение импортных ЭРИ и создание новой отечественной элементной базы.

МОКБ «Марс» активно участвует в процессе импортозамещения и разработке современной элементной базы для своих изделий. Предприятием инициировано проведение ряда ОКР по созданию и освоению серийного производства ЭРИ и электронных модулей, наиболее востребованных в разработках современных образцов новой техники. Среди них:

- радиационностойкие модули вторичного электропитания, малогабаритные, низкопрофильные, с улучшенными удельными энергохарактеристиками (ОКР «Пантера»);
- радиационностойкий модуль вторичного электропитания повышенной мощности (не менее 100 Вт), допускающий параллельную работу на общую нагрузку (ОКР «Параллель»);
- радиационностойкие двухканальные коммутаторы с независимыми каналами коммутации с оптической развязкой входа и выхода и током коммутации до 10 А (ОКР «Мосмар»);
- радиационностойкий микроконтроллер мультиплексного канала обмена информацией по ГОСТ Р 52070-2003, обеспечивающий обмен информацией в режимах контроллера шины, оконечного устройства и монитора (ОКР «СМКР»);
- радиационностойкая БИС на основе аналого-цифрового БМК, обеспечивающая опрос и обработку данных с датчиков температуры (ОКР «Термометр»);

- радиационнотойкая БИС многоканального АЦП на основе аналого-цифрового БМК, обеспечивающая обработку данных с шунтовых датчиков тока (ОКР «Шунт»).

Одной из наиболее важных и сложных проблем при использовании как вновь созданных ЭРИ, так и отдельных импортных, пока не замененных отечественными ЭРИ, является их сертификация и подтверждение характеристик надежности и стойкости. Это обусловлено, прежде всего, высокими ожидаемыми значениями показателей надежности элементов и их малыми партиями.

Оценка характеристик надежности ЭРИ может быть выполнена с использованием рассматриваемой в докладе методики, учитывающей данные о наработках как отказавших на всех стадиях эксплуатации ЭРИ, так и ЭРИ, продолжающих функционировать в составе различных изделий. Такая оценка в ряде случаев позволяет упростить сертификацию элементов или даже отказаться от части экспериментов с ЭРИ, выполняемых в процессе сертификации. Внедрение данной методики может позволить оценить характеристики надежности используемых ЭРИ, реализующиеся в процессе их эксплуатации, и, как следствие, повысить качество и надежность разрабатываемых изделий.

О ПРИМЕНЕНИИ НЕКОТОРЫХ МЕТРИК ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Саурский И.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

saurskiy_iv@mail.ru

Разработка программного обеспечения (ПО) для бортового комплекса управления космического аппарата (БКУ КА) с учетом стоимости готового изделия и ограниченных возможностей по по-

следующему внесению изменений требует повышенного внимания к качеству разработки ПО.

Оценка качества ПО представляет собой совокупность оценок отдельных характеристик, для вычисления которых применяются различные метрики.

Согласно ГОСТ Р ИСО/МЭК 9126-93 любой количественный признак или некоторое количественно оцениваемое взаимодействие ПО с его окружением, которое соотносится с характеристикой программной продукции, могут быть приняты как метрики (показатели) качества.

Наиболее известными, простыми в применении и при этом не теряющими актуальность являются метрики, для вычисления которых производится лексический анализ текста программ, как, например, метрика Холстеда, дающая количественную характеристику исходного текста программ.

Еще одним показателем качества оцениваемого программного средства, согласно ГОСТ 28195-89, является полнота реализации. Для вычисления данного показателя требуется определить, насколько точно и подробно в техническом задании (ТЗ) описаны те требования, которым должна отвечать программа по результатам разработки.

В настоящее время оценка соответствия программ ТЗ производится путем экспертных оценок, производимых опытными сотрудниками, что отнимает много времени и замедляет процесс разработки. Для ускорения процесса оценки можно использовать автоматизированный расчет степени соответствия. Для этого потребуется использовать отдельное инструментальное программное средство, позволяющее провести анализ как исходных текстов версии ПО, так и текста ТЗ. При этом следует учесть, что если текст программ, в основном, имеет четко определенную структуру и фиксированный набор команд, то в техническом задании потребуется анализировать структуру предложений и выделять в них ключевые слова.

С целью упрощения алгоритма анализа текста можно разработать определенные правила построения предложений в тексте ТЗ, а также использовать словарь ключевых слов. Данный словарь формируется на основе ранее разработанных проектов ТЗ. В то же время эти правила должны соответствовать существующим ГОСТ и ЕСПД, а также имеющимся стандартам предприятия.

В качестве первого шага по внедрению метрик оценки качества был проведен лексический анализ текста одной из версий ПО БКУ КА, ранее разработанного ФГУП МОКБ «Марс», что позволило сделать выводы о ее количественных и структурных свойствах, а также определить пути оптимизации будущих версий ПО.

ОПТИМИЗАЦИЯ РАЗМЕЩЕНИЯ БОРТОВОГО ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ КРИТЕРИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ

Суздальцев И.В., Чермошенцев С.Ф.

г. Казань, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева

iliasuzd@mail.ru

Одна из актуальных проблем проектирования современных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) заключается в обеспечении устойчивости бортового электронного оборудования при внешних и внутрисистемных электромагнитных воздействиях. В данной работе для повышения надежности электронного оборудования предлагается оптимизировать его размещение в корпусе БПЛА с учетом критериев и ограничений электромагнитной совместимости (ЭМС) наряду с другими критериями и ограничениями. Задача размещения заключается в определении для каждого оборудования координат x_i , y_i , z_i его позиции в трехмерном пространстве корпуса БПЛА. Для обеспечения ЭМС электронного оборудования при решении задачи размещения предлагается учитывать ограничение на превышение порогового уровня помехоустойчивости:

$$U_{\text{возд}}^{(x_i, y_i, z_i)} \leq U_{\text{пом}}^i, i = \overline{1..n},$$

где $U_{\text{возд}}^{(x_i, y_i, z_i)}$ – уровень электромагнитного воздействия в позиции размещения i -го бортового устройства с координатами $\{x_i, y_i, z_i\}$; $U_{\text{пом}}^i$ – уровень помехоустойчивости i -го устройства; n – количество размещаемых устройств.

Для обеспечения внутрисистемной ЭМС электронного оборудования при взаимных побочных электромагнитных излучениях (ПЭМИ) рекомендуется использовать следующий критерий:

$$F_1 = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n (U_{\text{пом}}^i - U_{\text{ПЭМИ}}^j) \times d_{ij} \rightarrow \min,$$

при $U_{\text{пом}}^i > U_{\text{ПЭМИ}}^j, \forall i, j = \overline{1..n}, i \neq j,$

где $U_{\text{пом}}^i$ – уровень помехоустойчивости i -го бортового устройства к ПЭМИ от других устройств; $U_{\text{ПЭМИ}}^j$ – уровень ПЭМИ от j -го устройства; d_{ij} – расстояние между i -м и j -м устройством.

Использование данного критерия позволяет максимизировать расстояние между бортовым оборудованием с высоким уровнем ПЭМИ и наиболее восприимчивых к нему устройств. Для обеспечения ЭМС электронного оборудования при внешних электромагнитных воздействиях в качестве критерия задачи предлагается максимизировать суммарную разность между уровнем электромагнитного воздействия в позициях размещения оборудования и уровнем их помехоустойчивости:

$$F_2 = \sum_{i=1}^n (U_{\text{возд}}^{(x_i, y_i, z_i)} - U_{\text{пом}}^i) \rightarrow \max.$$

Кроме того, предлагается учитывать критерий минимальной суммарной взвешенной связанности ЭС, что способствует сокращению длины кабельных соединений на этапе их трассировки и влечет за собой снижение их восприимчивости к внешним электромагнитным воздействиям. Для свертки критериев оптимизации используется аддитивная целевая функция. Для решения постав-

ленной задачи в данной работе предлагается использовать генетический алгоритм оптимизации, реализованный в виде программы для ЭВМ. Эффективность использования предлагаемых критериев ЭМС и генетического алгоритма размещения электронного оборудования в корпусе БЛА подтверждается результатами экспериментальных исследований, проведенных на основе реальных исходных данных.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОТКАЗОВ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Шеломанов Д.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Решение задачи идентификации отказов имеет большое значение при проектировании сложных долгоживущих резервированных систем, типичными представителями которых являются системы управления движением космических аппаратов и, в частности, их системы угловой ориентации и стабилизации. При этом используемый метод идентификации должен обеспечить близкую к единице вероятность правильной идентификации отказа и близкую к нулю вероятность ложной идентификации отказа при минимальности тех или иных затрат, под которыми можно, например, иметь в виду введение в систему дополнительной аппаратуры или затраты времени на принятие решения об идентификации отказа.

В докладе рассматривается общий подход к идентификации отказа резервированной динамической системы с использованием лишь штатных измерительных средств и органов управления, входящих в ее состав.

В случае резервированной системы вектору измерений присуща избыточность. Это, с одной стороны, позволяет уменьшить ошибки оценивания вектора состояния, а с другой – предоставляет возможность резервирования в канале измерений. Оценка вектора

состояния с несколько большими ошибками может формироваться при отказе какого-либо измерительного прибора, т.е. при отсутствии любой из компонент вектора измерений, но сохранении наблюдаемости системы.

Аналогично каналу измерений совокупность органов управления резервированной системы также, как правило, обладает избыточностью, которая позволяет реализовать резервирование, т.е., как и в случае канала измерений, исключение, например, одного органа управления сохраняет управляемость системы.

В качестве примера в докладе рассматривается идентификация отказов в типовой системе стабилизации и ориентации космических аппаратов и решение задачи ее рационального формирования.

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ АНАЛИЗА ВИДОВ, ПОСЛЕДСТВИЙ И КРИТИЧНОСТИ ОТКАЗОВ ДЛЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Юрьева А.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

csp-mars@yandex.ru

Процесс проведения анализа видов, последствий и критичности отказов (АВПКО) для БКУ КА имеет ряд особенностей, определяемых его задачами и условиями применения. Фактически БКУ создается в рамках ОКР для определенного КА и под конкретные функциональные задачи, и, несмотря на то, что при разработке применяются типовые варианты схемно-конструктивных решений, отдельно взятый БКУ отличается от типового варианта, являясь, по сути, единичным изделием.

При таких условиях проведение АВПКО в соответствии с требованиями ГОСТ 27.310-95 и ГОСТ РО 1410-001-2009 представляется затруднительным. Выполнение рекомендаций ГОСТ при недостаточном объеме исходных данных на начальном этапе разработки выливается в процедуру, не в полной мере отражающую осо-

бенности рассматриваемого изделия (в данном случае БКУ) и характеризующуюся значительной трудоемкостью.

В данной работе предлагается дополнить существующую схему проведения АВПКО комплексом мероприятий, выполнение которых в современных условиях опытно-конструкторских работ позволит оптимизировать процесс проведения анализа. Особое внимание в этом случае уделяется мероприятиям, ранее в рамках АВПКО подробно не рассматривающимся, к которым относится:

- определение начального уровня анализа (разукрупнения изделия) исходя из: требуемых результатов анализа, новизны конструктивно-технологических решений и элементной базы, изменения условий эксплуатации;
- выполнение подробного функционального анализа, при котором для каждой из функций, определенных в техническом задании, выявляются все возможные виды отказов функциональных устройств и связей между ними;
- применение результатов анализа данных о предусмотренных в изделии видах резервирования и заложенной возможности перераспределения нагрузки между элементами и подсистемами;
- анализ данных о предусмотренных способах выявления, идентификации и парирования отказов (таких, как программно-алгоритмические методы, телеметрическая информация и команды управления от наземного комплекса управления).

Данные мероприятия позволяют получить модель, более приближенную к реальным процессам, протекающим в БКУ при возникновении нештатных ситуаций, и провести более адекватную классификацию по видам отказов.

Следует отметить, что рассмотренные подходы могут быть применены при формировании предложений по типовому варианту проведения АВПКО, разработка которого позволит оптимизировать трудозатраты в условиях опытно-конструкторских работ, с учетом современных условий комплектования элементной базой БКУ для космических аппаратов.

Секция 6

ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ КАДРОВ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ НА БАЗОВЫХ КАФЕДРАХ УНИВЕРСИТЕТОВ

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ПРАКТИК НА БАЗОВОЙ КАФЕДРЕ «СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ»

Голубева Т.С.¹, Цалкова Е.Э.²

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ²
golubevats@gmail.com*

Важной формой в подготовке и становлении будущего специалиста-инженера являются учебная и производственная практики, призванные обеспечить формирование практических навыков работы будущих специалистов, закрепить полученные в институте теоретические знания.

В ходе работы на предприятии студент имеет возможность увидеть и ознакомиться с будущим местом работы, получить необходимые общекультурные и профессиональные компетенции.

Практики являются, несомненно, большим вкладом в подготовку будущих специалистов, однако при проведении практик производственная практика на предприятиях, как правило, слабо контролируется со стороны университета, и зачастую студенты ищут обходные пути, чтобы проходить практику формально. В ряде случаев студенты вынуждены выполнять подсобные работы, связанные с уборкой кафедральных помещений, либо методические задания в виде перевода рукописного текста в электронный вид, оцифровку учебных пособий и т.д.

Всех этих проблем можно избежать при обучении на базовых кафедрах.

Уже с первого курса на учебной практике студентов кафедры «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов» (кафедра 705Б) ориентируют на маршрутные технологии и документацию базового предприятия. А на производственной практике студенты выполняют задания, имеющие практическое значение для предприятия. Для учащихся кафедры проводятся экскурсии по производственным цехам и предприятию в целом. Программы практик сформированы таким образом, чтобы не только закрепить полученные теоретические знания, но и подготовить студента к новому учебному году с учетом запланированных дисциплин и курсовых работ.

Благодаря этому, по окончании третьего курса студент уже готов к самостоятельному выбору направления, в котором он будет развиваться, и проходит последующие практики в подразделении с нужной ему специализацией.

Таким образом, базовая кафедра 705Б осуществляет подготовку не только по традиционным кафедральным формам обучения, но и целенаправленно ведет студента начиная с приемной комиссии и заканчивая дипломной работой.

ИНСТРУМЕНТЫ И МЕТОДЫ РАЗВИТИЯ НАВЫКОВ КОЛЛЕКТИВНОЙ РАБОТЫ СТУДЕНТОВ БАЗОВОЙ КАФЕДРЫ ПРЕДПРИЯТИЯ

**Кузьмин С.А.¹, Порешин П.П.², Саурский И.В.¹,
Синицын С.В.¹, Форматоров С.О.²**

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ²
705b@mars-mokb.ru*

Разработка современных систем управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами требует согласованных усилий групп различных специалистов. Поэтому одной из важных компетенций, формируемых на стадии обучения, является умение выполнять работу в коллективе. В докладе рас-

сматриваются способы формирования трех аспектов навыков коллективной работы: разработка технической документации, согласование интерфейсов и соблюдение сроков.

Действительно, если документация проекта разработана без соблюдения стандартов, мысли в ней изложены невнятно, использована нетрадиционная терминология, то наивно предполагать, что другие участники проекта смогут воспользоваться ею. Даже самая хорошая документация не поможет создать сколь-нибудь сложный продукт, если участники разработки будут нарушать договоренности о взаимодействии (интерфейсы), отходить от согласованных единиц измерения и масштабов передаваемых параметров, произвольно изменять размеры конструкции. Наконец, работа коллектива может оказаться низкоэффективной или вообще провалиться, если будут постоянно нарушаться плановые сроки выполнения работ.

На базовой кафедре «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов» МАИ (НИУ) для развития навыков коллективной работы студентов было принято решение использовать при выполнении курсовых работ (КР) и учебно-исследовательской работы студентов (УИРС) программные средства поддержки коллективной разработки, применяемые на базовом предприятии МОКБ «Марс», – среду Redmine.

В рамках выбранной инструментальной среды каждому студенту определяется календарный график выполнения работ, выполнение которого отслеживается по состоянию базы данных разработки, а нарушение сроков наказывается начислением штрафных баллов. Проектирование начинается с определения (фиксации в виде документа) интерфейса разрабатываемой задачи с другими компонентами системы, который в дальнейшем верифицируется в процессе контроля результата.

Создание сложной системы разбивается на отдельные этапы, выполняемые различными участниками разработки. Средством передачи данных между ними выступают документы, размещенные в базе данных, что заставляет разработчика документации не только

соблюдать стандарты оформления, но и существенно заботиться о ясности изложения содержания.

Этот подход был в рамках 2014–2015 учебного года применен на 1-м и 2-м курсах кафедры 705Б при проведении КР и УИРС. Значимым эффектом проведенного эксперимента явилась постоянная доступность промежуточных результатов работы студентов и возможность оперативной коррекции при обнаружении существенных расхождений, что обычно выясняется только в конце семестра, когда времени на внесение изменений уже не остается. Дополнительный инструментарий и набор метрик использовался для вычисления объективной итоговой оценки исполнителя.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИЕМЫ ОБУЧЕНИЯ НА БАЗОВОЙ КАФЕДРЕ РАЗРАБОТЧИКОВ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В СООТВЕТСТВИИ С ТРЕБОВАНИЯМИ ПРЕДПРИЯТИЯ И ОТРАСЛИ

**Кузьмин С.А.¹, Порешин П.П.², Саурский И.В.¹,
Синицын С.В.¹**

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ²
705b@mars-mokb.ru*

Подготовка специалистов для разработки систем управления (СУ) беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) предъявляет ряд требований, обусловленных как особенностями создаваемой продукции, так и условиями ее производства и эксплуатации. Среди них основными являются следующие:

- высокая критичность к отказам программного обеспечения (ПО) и аппаратуры, стоимость и наукоемкость разрабатываемых систем;
- длительные сроки разработки и эксплуатации;
- необходимость разработки большого объема ПО для компонентов СУ;

- сложность прямого внесения изменений в процессе эксплуатации.

Из первого следуют повышенные требования к управлению качеством, доступность и необходимость постоянного анализа артефактов разработки. Второй аспект объясняет безусловное изменение коллектива разработчиков, что обуславливает особую важность полноты и качества документации, которая в таких случаях в целях обеспечения целостности помещается под контроль конфигурационного управления.

Наличие в составе изделия встроенного программного обеспечения требует соблюдения отраслевых стандартов, например ГОСТ Р 51904-2002. А невозможность внесения изменений в конструкцию БПЛА приводит к необходимости значительного расширения и усложнения программ наземных испытаний, в том числе и в отношении ПО.

На кафедре МАИ (НИУ) № 705Б «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов» уже при формировании учебного плана подготовки специалистов значительное внимание было уделено учету требований базового предприятия ФГУП МОКБ «Марс», а при проведении занятий – методическим подходам, развивающим специфические навыки студентов.

При обучении приемам разработки программного обеспечения СУ БПЛА, начиная с первого семестра, была введена система документов, приближенная к производственной. Сама разработка разделялась на несколько стадий, выполняемых последовательно различными участниками. Материалы разработки фиксировались и хранились в обобщенной среде поддержки разработки, обеспечивающей контроль изменений и прав доступа исполнителей, на базе пакетов Redmine и Subversion.

В процессе проектирования и реализации ПО СУ БПЛА студентами последовательно осваивались логические методы проектирования и верификации требований к системе, модульное и объектное проектирование кода программного обеспечения, его тестирование,

исследование покрытия требований и кода в процессе верификации, происходило знакомство с инструментарием и технологией производства ПО, приемами проведения комплексных испытаний результатов разработки. Использование постоянной среды информационной поддержки документации обеспечивало объективность оценки работ студентов на основе разработанных метрик.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРАКТИКО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ПРОГРАММ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ В СОТРУДНИЧЕСТВЕ С ИТ-КОМПАНИЯМИ И БАЗОВЫМИ КАФЕДРАМИ

Лебедев С.А.¹, Мельникова О.И.²

г. Москва, МЭСИ¹,

г. Дубна, университет «Дубна»²

salebedev@mesi.ru, oimelnik@mail.ru

Практико-ориентированная подготовка специалистов в современных условиях приобретает стратегически важное значение, так как способствует развитию производственно-технологических и инновационно-предпринимательских компетенций, благодаря которым выпускник может приступить к успешной профессиональной деятельности либо сразу по окончании вуза, либо даже непосредственно в процессе обучения. Особую актуальность в этой ситуации приобретает создание базовых кафедр для совместной реализации образовательных программ, связанных как с овладением необходимыми фундаментальными знаниями, так и с приобретением практических умений и навыков на технологической базе ведущих предприятий и организаций в соответствующей сфере деятельности. В основу создания и реализации таких программ подготовки специалистов в сфере информационных технологий положено преподавание специализированных дисциплин по профилям деятельности ИТ-компаний и партнерских организаций в вариативной части, включая дисциплины по выбору.

В МЭСИ такая форма взаимодействия применяется с 2006 года в рамках образовательных программ специалитета, бакалавриата и магистратуры на базовых кафедрах с участием таких известных предприятий и организаций ИТ-индустрии как ФГУП НИИ «Восход», фирма 1С, компания «ЕС-Лизинг», Институт развития информационного общества и др.

В университете «Дубна» (институте САУ) с 2005 года организована целевая подготовка специалистов в области ИТ-технологий по заказу компаний-резидентов ОЭЗ «Дубна». Разработаны схемы взаимодействия университета «Дубна» и компаний-резидентов для отбора студентов, их тестирования, формирования целевых групп обучения и прохождения производственной практики и стажировок в компаниях-резидентах ОЭЗ, а также выполнения выпускных квалификационных работ по их тематике.

Развитие долгосрочного и результативного взаимодействия образовательных организаций и базовых предприятий видится в ранней ИТ-профориентации среди учащейся молодежи, реализации моделей непрерывного образования «школа – колледж – вуз» (бакалавриат – магистратура – аспирантура). Уровни образования магистратуры и аспирантуры предполагают развитие как исследовательских, так и организационно-управленческих компетенций. Задачи базовой кафедры должны заключаться в проведении экспериментальной работы и анализе применения различных технологий, проектных решений, инструментальных средств с обязательной выработкой методических, технологических и организационных рекомендаций. Помимо этого целесообразно развивать различные формы стажировок по реальному управлению малыми проектными группами с разработкой организационных регламентов и методик.

Практика взаимодействия выпускающих кафедр МЭСИ и ИСАУ «Дубна» с ведущими ИТ-компаниями показала жизнеспособность таких форм сотрудничества, благодаря которой выпускники вуза уже с первых дней работы готовы эффективно включиться в реальные бизнес-процессы.

БАЗОВАЯ КАФЕДРА МОКБ «МАРС»: ЦЕЛИ, ЗАДАЧИ И ПЕРВЫЕ ИТОГИ

Попов Б.Н.¹, Порешин П.П.², Сеницын С.В.¹, Сыров А.С.¹

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ²
705b@ mars-mokb.ru*

Базовая кафедра МОКБ «Марс» «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов» была организована в сентябре 2010 года в Московском авиационном институте на факультете «Робототехнические и интеллектуальные системы». Кафедре присвоен номер 705Б. Заведующим кафедрой является генеральный конструктор МОКБ «Марс» д.т.н., профессор А.С. Сыров.

Ключевая цель создания базовой кафедры состоит в подготовке инженерных кадров для предприятий отрасли с плотной привязкой учебного процесса к технологиям и стандартам, характерным для отрасли. Сопреженная цель – предоставить возможность специалистам МОКБ «Марс» передать свой опыт и знания молодому поколению, обеспечивая тем самым преемственность технологий и процессов.

Первое пятилетие для базовой кафедры можно назвать периодом становления. За эти пять лет из сотрудников МОКБ «Марс», приглашенных преподавателей университетов и сотрудников ряда профильных организаций сформировался преподавательский корпус кафедры № 705Б.

Хорошая организация профориентационных работ привела к поступлению абитуриентов с высокими баллами по ЕГЭ (220–230). Был сформирован учебно-методический фонд.

Первые четыре учебных года составлялся и многократно изменялся учебный план. Разработаны рабочие программы дисциплин, которые читает кафедра. В соответствии с ФГОС-3 были подготовлены и утверждены через автоматизированную систему МАИ учебно-методические комплексы по 24 дисциплинам. Именно по

такому количеству предметов проводят занятия преподаватели кафедры.

Основные учебные занятия проводятся в хорошо отремонтированном учебном центре, который включает два компьютерных класса, лекционную аудиторию, преподавательскую, аспирантскую и административную комнаты. Значительное внимание руководство кафедры уделяет подготовке учебников, учебных и методических пособий и других материалов. В 2010–2014 гг. выпущены три учебника и четыре учебных пособия с грифами учебно-методических объединений.

Кафедра № 705Б ведет научно-методическую работу, в рамках которой разрабатывается концепция подготовки специалистов по профилю «Системы управления летательными аппаратами», специализация – «Системы управления беспилотными летательными аппаратами». В 2012–2014 гг. сотрудники кафедры выступили на пяти научно-методических конференциях с обсуждением различных аспектов подготовки.

Преподаватели базовой кафедры в рамках повышения квалификации сотрудников МОКБ «Марс» прочитали ряд циклов лекций, по окончании которых слушателям были выданы удостоверения государственного образца.

Кафедра имеет сайт, который постоянно поддерживается в актуальном состоянии.

Особую роль занимают практики. Никакое обучение не создает устойчивых навыков, если не подкрепляется практикой. В рамках кафедры после каждого курса предусмотрены летние практики, которые дают студентам опыт практической работы с конструкторской и технологической документацией предприятия. Эффективность выбранной методики подтверждается тем, что уже на третьем курсе студенты базовой кафедры поступают на работу в производственные подразделения предприятия, принимая участие в конкретных разработках.

В 2015 году кафедра вышла на режим преподавания студентам пяти курсов. Четыре первых курса занимаются один день в неделю, а пятикурсники – четыре дня.

Защиты первых дипломов состоятся в июне 2016 г. Ждем прихода ориентированных на тематику МОКБ молодых специалистов.

НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КУРСА «МИКРОСИСТЕМНАЯ АВИОНИКА»

Распопов В.Я.

*г. Тула, ФГБОУ ВО «ТулГУ»
tgiuru@yandex.ru*

Микросистемная авионика – это комплекс аппаратных и программных средств, реализованных на микроэлементной базе, функционально объединяющих планер (объект управления) беспилотного летательного аппарата (БПЛА) и рулевые приводы (исполнительные органы), являющиеся структурными элементами системы автоматического управления (САУ) БПЛА.

Авионика управляет также работой полезной нагрузки. Аппаратно-программную часть авионики, выполняющую функции регулятора САУ, называют автопилотом (АП), реализующим законы управления БПЛА.

В основе работы любой САУ лежит последовательность действий: измерение состояния системы, сравнение текущего состояния с желаемым и выработка воздействий для компенсации возникших между ними отклонений. Определяющим в этой последовательности является измерение состояния системы. Наиболее точно эта функция реализуется с помощью комплексированной навигационной системы, включающей бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), систему воздушных сигналов, трехосную магнитометрическую систему и спутниковую навигационную систему (СНС) (GPS, ГЛОНАСС).

Различные аспекты разработки микросистемной авионики и входящих в нее компонентов рассмотрены в многочисленных работах отечественных и зарубежных ученых.

Микросистемная авионика как интегральный учебный курс для студентов, обучающихся по направлениям «Системы управления движением и навигация», «Приборостроение», «Авиа- и ракетостроение» и другим направлениям и профилям подготовки будущих работников авиакосмической отрасли, базируется на научных основах дисциплин: аэромеханика, теория автоматического управления, теория БИНС, теория оценивания и обработки навигационной информации, теория инерциальных датчиков, основы воздушной навигации, основы построения систем воздушных сигналов и СНС.

Методическая основа курса базируется на положении, что авионика функционально объединяет структурно образующие составляющие САУ БПЛА. На кафедре «Приборы управления» ТулГУ разработан курс по микросистемной авионике, который включает разделы:

- Введение. БПЛА и микросистемная авионика (определения и термины);
- Структура и состав авионики и наземной аппаратуры управления и связи;
- БПЛА – объект управления;
- Автопилоты;
- Датчики (инерциальные, магнитометрические, оптические и системы воздушных сигналов);
- Системы ориентации и навигации (бесплатформенные, магнитометрические, оптические, СНС, комплексирование);
- Рулевой привод.

Теоретический курс сопровождается расчетно-лабораторным практикумом, включающим определение аэродинамических коэффициентов планера БПЛА методом виртуальной продувки, исследование датчиков систем ориентации и навигации, рулевого привода, а также летные эксперименты.

ПЕРЕЧЕНЬ РЕЦЕНЗИРУЕМЫХ ЖУРНАЛОВ ВАК: ПЛЮСЫ И МИНУСЫ

Самхардзе Т.Г.

г. Москва, Издательство «Научтехлитиздат»

13071950@mail.ru

В докладе изложена история и причины введения в систему аттестации научных и научно-педагогических кадров такого инструмента, как Перечень ВАК. Дается анализ влияния вхождения журнала в Перечень на финансово-экономическую деятельность редакции журнала.

Анализируется состав и структура критериев включения журнала в последнюю версию Перечня, а также структура действующего Перечня, состоящего из 2269 наименований журналов.

Особое место уделено анализу критериев формируемой новой версии Перечня. Показана нестыковка критериев, которым должны удовлетворять журналы, ряду положений статей Закона РФ «О средствах массовой информации», относящихся к функционированию редакции СМИ.

Дается подробный анализ влияния Перечня на подготовку высококвалифицированных специалистов: кандидатов и докторов наук. Показано, что большая часть журналов, входящих в Перечень, из-за фактической малотиражности не удовлетворяет основному критерию публикации – ознакомление широкой научной общественности с основными результатами диссертационных исследований.

ОСОБЕННОСТИ КУРСА «ОСНОВЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ» НА БАЗОВЫХ КАФЕДРАХ ПРЕДПРИЯТИЙ

Цалкова Е.Э.

*г. Москва, МАИ
tsalkova.lisa@mail.ru*

Современные требования к срокам и стоимости проектирования способствуют развитию высокопроизводительных систем автоматизированного проектирования, применение которых стало важным элементом в политике современного машиностроительного предприятия.

Необходимость профессионального владения САПР-пакетами обусловлена высоким спросом на квалифицированных инженеров, способных адаптироваться к различным условиям, выяснять природу появления ошибок, грамотно осуществлять декомпозицию устройств и систем с опытом успешно реализованных проектов. Такие кадры необходимы производственным предприятиям не только космической, но и любой другой отрасли машиностроения. Именно поэтому одной из задач базовых кафедр как площадок сотрудничества между предприятиями и вузом является подготовка специалистов, свободно владеющих пакетами компьютерного проектирования и моделирования.

В рамках базовой кафедры МОКБ «Марс» с сентября 2015 года студентам читается курс «Основы автоматизированного проектирования». Вопрос структуры курса являлся одним из наиболее ответственных при его подготовке. Ведь необходимо решить, насколько важна теория, разъясняющая основы устройства САПР и их классификацию, какие пакеты должны быть рассмотрены и каким образом эффективно совместить полученные знания и их практическое применение.

Данный курс нацелен, прежде всего, на получение студентами практических навыков использования САПР; также они должны понимать, что речь идет именно о системе, а не о какой-то кон-

кретной программе. Сейчас невозможно представить себе современное производство без программ, подобных, например, AutoCAD и SolidWorks (класс CAD-программ). Однако САПР – это не только геометрическое моделирование и черчение, но и системы инженерного анализа и подготовки производства.

Что касается пакетов, обзор которых включен в курс, то за основу берутся программы, применяемые в МОКБ «Марс» – SolidWorks, MasterCAM, Nastran и Altium Designer. Однако поскольку время курса ограничено одним семестром, пришлось сделать выбор между фундаментальным общим теоретическим курсом и подробным рассмотрением какой-то конкретной программы. В итоге был найден компромисс. В начале курса представлены обзоры возможностей SolidWorks, MasterCAM и Nastran и общие сведения о САПР. Затем студенты переходят к изучению программы Altium Designer, которая на сегодняшний день является базовой для космической отрасли в области электроники и производства печатных плат. В рамках курса студенты узнают о различных проектах, о принципах работы и взаимодействия между разработчиками и конструкторами, научатся создавать модели электронных компонентов, разрабатывать электрические схемы, моделировать их работу, отыскивать и исправлять ошибки, конструировать печатную плату на основе схемы, получать выходную документацию для производства и многое другое. Полученные знания они смогут применить в работе на предприятии, так как, начиная с третьего курса, многие студенты являются сотрудниками МОКБ «Марс» и занимаются разработкой реальных проектов.

ДОПОЛНЕНИЕ

ШИРОКОПОЛЬНЫЕ ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ ОРИЕНТАЦИИ. ИСТОРИЯ РАЗРАБОТКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Аванесов Г.А., Бессонов Р.В.

г. Москва, ИКИ РАН

genrikh-avanesov@yandex.ru, besson777@rambler.ru

Исследования возможностей использования изображений звездного неба для определения ориентации КА и геопривязки снимков земной поверхности были начаты в ИКИ РАН в конце 60-х годов прошлого века. В качестве съемочных инструментов использовались предназначенные для авиации фотографические аппараты. Они приспособлялись для использования на пилотируемых орбитальных станциях типа «Салют» и «Союз».

Концепция звездного датчика ориентации на основе телевизионного приемника излучения созрела в конце 70-х годов, когда начали появляться первые твердотельные фотоприемные устройства, обладающие высокими геометрическими показателями. К этому времени относятся первые съемки звездного неба с помощью оптико-электронных приборов и попытки обработки данных.

Сделанные на основе результатов обработки фотографических и телевизионных снимков звезд небесной сферы выводы сулили в перспективе получение весьма высокой точности ориентации КА, а при наличии данных о положении КА на орбите и высокую точность геопривязки снимков земной поверхности.

В 80-е годы в ИКИ РАН были выполнены приборные разработки, обеспечившие возможность проведения космических экспериментов по съемке планет и малых тел Солнечной системы в проектах «Вега» и «Фобос», а также в содружестве с НП «Карл-Цейсс» Иена (ГДР) создан оптический звездный датчик (ОЗД), который в

1988 году был установлен на орбитальной станции «Мир», где проработал около 12 лет вплоть до ее затопления.

Первый автономный звездный датчик ориентации, получивший название «навигационная камера», был создан в ИКИ РАН в 1992 году в рамках проекта «Марс-94». Созданный на его основе блок определения координат звезд (БОКЗ) был впервые использован в качестве штатного прибора системы управления на КА «Ямал» в 1999 году.

С тех пор приборы семейства БОКЗ широко используются на борту отечественных КА. Около 100 приборов этого типа было выведено в космос, а их общий налет часов превысил 2 000 000. Создание подобных приборов перешло из разряда научных проблем в разряд технологических: космической промышленности необходимы надежные приборы с длительным сроком эксплуатации на любых используемых орбитах с возможно более высокими эксплуатационными характеристиками при минимальных весах, габаритах, энергопотреблении и стоимости.

СПИСОК АВТОРОВ

Аванесов Г.А.	170
Акимочкин М.Ю.	98
Александров В.С.	55
Андрианов Л.С.	131
Апасов Д.В.	11
Ашарина И.В.	100
Бабина О.И.	102
Бакланов Ф.Ю.	32
Батуров А.Г.	57
Бессонов Р.В.	170
Бочаров М.В.	12
Бурков А.Ю.	104
Бусурин В.И.	33
Васильев А.А.	55
Васильева Ю.С.	58
Верховых Н.И.	60
Витлин Л.В.	61
Власова И.Ю.	63
Воличенко А.Г.	90
Воробьев В.В.	133
Вьюницкая Т.Б.	13
Гайнутдинов Р.Р.	135, 137
Галамай А.А.	64, 106
Гаммал А.С.	35
Глаголев В.М.	66
Гладкая Д.Ю.	38

Глумов В.М.	14
Голубева Т.С.	156
Горячев А.Ф.	69
Горячев О.В.	68, 70, 133
Гохфельд В.Д.	37, 60
Гребенкин А.В.	38
Гришин В.Ю.	108
Гусева О.В.	139
Диане С.А-К.	41
Дишель В.Д.	71
Добрынин Д.А.	13, 16, 17
Дорский Р.Ю.	110, 112
Егоров Ю.Г.	73
Едгулов М.М.	74
Ермилов А.С.	18
Ермилова Т.В.	18
Ефремов А.Ю.	40
Ефромеев А.Г.	68, 133
Жегов Н.А.	140
Жуков П.А.	140
Журавлев А.В.	114
Журавлева Н.Г.	40
Зайцев А.В.	43
Захарова Е.В.	106
Зборошенко В.Н.	23
Зелизко Д.И.	117
Зубов Н.Е.	20

Зуйков В.А.	55
Зыкова Л.Г.	60
Игнатов А.В.	63
Иодко Г.С.	16
Камальдинова Р.А.	13
Каннер М.Г.	119, 120, 122, 124
Каравай М.Ф.	110
Карпов В.С.	69
Карпов Я.Ю.	63
Кирша А.В.	142
Кислицын Ю.Д.	43, 57, 76, 78, 144
Клинов И.В.	64
Ковалев А.Ю.	17
Кожухов И.В.	79
Козлов В.В.	80
Козорез Д.А.	82
Конаныхин Е.С.	83
Константинов С.В.	122
Косарев В.А.	119, 120, 122, 124
Косинский М.Ю.	21
Кравчук С.В.	125
Красильщиков М.Н.	82
Кувшинов В.С.	76, 79
Кудрявцев П.С.	33
Кузьмин С.А.	126, 157, 159
Ладонкин А.В.	66
Лазарев Н.И.	17

Лазиков Д.В.	83
Лебедев С.А.	161
Ли М.В.	20
Лихошерст В.В.	85
Лобанов А.В.	108
Лобанов В.С.	23
Лобачев В.И.	61
Лобусов Е.С.	25
Логвинов И.В.	78
Ломакин А.К.	70
Лохин В.М.	41
Ляпунов В.В.	43
Майборода С.В.	119, 120, 124
Малютин Д.М.	45
Манько С.В.	41
Марченко М.В.	140
Матвеев В.В.	86
Мельников В.Е.	88, 89
Мельникова О.И.	161
Микрин Е.А.	20
Михалева Е.П.	60
Морозов В.М.	32
Морозов О.О.	47, 133
Насыров М.Б.	104
Новиков А.И.	90
Новоселов А.С.	23
Огурцов А.А.	133

Перепелкина С.Ю.	37, 146
Петров А.Б.	125
Петрухин В.А.	88, 89
Погорелов М.Г.	86
Поляков А.Д.	57
Попов Б.Н.	163
Попов Е.А.	73
Порешин П.П.	157, 159, 163
Прокопов Б.И.	35
Проскурякова О.С.	86
Пучков А.М.	35, 49
Пятницкий Я.С.	63
Распопов В.Я.	85, 165
Реутов В.Г.	148
Ромадин Ю.А.	12
Рябогин Н.В.	13, 16, 17, 92
Рябченко В.Н.	20
Самсонович С.Л.	80
Самхарадзе Т.Г.	167
Сарапулов А.В.	117
Саурский И.В.	149, 157, 159
Селезнев А.Е.	51
Синельников В.В.	148
Синицын С.В.	157, 159, 163
Сиренко В.Г.	108
Смирнов В.В.	16
Смирнов С.В.	93

Соколов В.Н.	12, 13, 16, 17
Соловьев А.С.	49
Соловьев И.В.	92
Сосновцев В.В.	13
Степанов В.С.	80
Стефанов В.А.	43
Суханов В.М.	14
Суздальцев И.В.	151
Сыздыков Е.К.	43
Сыпало К.И.	82
Сыров А.С. ..	12, 13, 16, 17, 49, 69, 163
Тарасенко Н.В.	23
Тарасов В.И.	11
Тер-Саакян А.С.	57, 76
Тихонов В.Ю.	53
Трифонов М.Ю.	79
Тюгашев А.А.	128
Ульянов В.В.	69
Уманский А.Б.	117
Федотов А.А.	37, 146
Филимонов А.Б.	53
Филимонов Н.Б.	30
Фимушкин В.С.	63
Фомичев А.В.	25, 102
Форматоров С.О.	157
Франк А.В.	146
Ханов В.Х.	130

Хисматов И.Ф.	95, 144
Хлебников Д.В.	83
Хлопкин А.В.	49
Цалкова Е.Э.	156, 168
Чекмарев С.А.	130
Чермошенцев С.Ф. ..	135, 137, 142, 151
Шаповалов А.Б.	90
Шариткин Ю.Н.	23, 27
Шатский М.А.	13, 17, 21, 28
Шахматов А.В.	130
Шахов Д.Б.	112
Шашмурин И.В.	114
Шведов А.П.	85
Шевцов А.В.	58
Шевцова Е.В.	58
Шелогаев В.Б.	69
Шеломанов Д.А.	148, 153
Щелькалин М.Ю.	28
Щербинин В.В.	58
Юрьева А.В.	154
Якимов В.Л.	60

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

III Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 12-14 октября 2015 г.

Программный комитет:

д.т.н. Кечиев Леонид Николаевич

д.т.н. Попов Борис Николаевич

д.т.н. Реутов Валерий Генрихович

к.т.н. Сеницын Сергей Владимирович

д.т.н. Соколов Владимир Николаевич

Тезисы представлены в авторском исполнении

Подписано в печать 15.08.2015

Бум. офсетная. Формат 60x84 1/16. Печать на ризографе.

Усл. печ. л. 11. Тираж 150 экз.

Отпечатано в МОКБ «Марс»

127473, г. Москва, 1-й Щемилковский переулок, 16